С. С. С. Р.

№ 109 НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ОТДЕЛ В.С.Н.Х. № 109

Труды Центрального Аэро-Гидродинамического Института
Выпуск 17

В. Л. АЛЕКСАНДРОВ

ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ ЦАГИ
тип А. К. I.

ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ПОСТРОЙКА и ИСПЫТАНИЕ

(материалы по проектированию самолетов)

Одобрено Научным Комитетом Управления Военных Воздушных Сил

МОСКВА — 1925

Типо-Литография В. Т. У. имени т. Дунаева. Москва, Советская (Б. Полянка), 9.

Главлит № 45507.

Тираж 1000.

Предисловие.

Проектирование и постройка самолета А. К. I. было произведено инженером ЦАГИ В. Л. Александровым по поручению и на средства Научного Комитета Управления Военных Воздушных Сил Союза. В этой работе принимали также участие инженеры ЦАГИ—В. В. Калинин и А. М. Черемухин.

Целью постройки являлось: 1) выяснение возможности строить в Союзе самолеты с толстыми крыльями и 2) проверка применяющихся при проектировании методов расчета.

С самого начала было решено вести проектирование этой машины, по возможности, на строго научных основаниях,—все, что можно, рассчитывая и производя всевозможные лабораторные испытания как материалов, идущих на постройку, и элементов конструкции, так и аэродинамических свойств проектируемой машины.

Приводимые инженером В. Л. Александровым в этой книге сведения о лабораторных испытаниях материалов будут весьма полезны для наших конструкторов, так как они относятся именно к нашим материалам, которые, как известно, весьма сильно отличаются от заграничных.

Наибольший интерес представляют произведенные в этой книге сравнения расчетных данных с данными опыта. Эти сравнения указали на правильность применяющихся ныне методов расчета, точно учитывающих потери мощности с высотою полета и принимающих во внимание обдувку самолета струей пропеллера. Старый метод давал сильно преувеличенное значение для потолка и скороподъемности самолета.

При проектировании этой машины было обращено большое внимание на вопрос устойчивости. Испытывались модели самолета на устойчивость в аэродинамической трубе нормальным методом и делались опыты с планированием бумажных моделей с больших высот. В результате такого осторожного подхода оказалось, что в первом же полете этой машины летчик мог бросать ручку управления, и машина продолжала лететь вполне нормально.

ЦАГИ считает весьма желательным издание подобных отчетов о произведенных постройках. Такие отчеты могут принести большую пользу как опытным конструкторам, так и начинающим студентам, ибо в них излагаются материалы именно в том порядке, в каком он

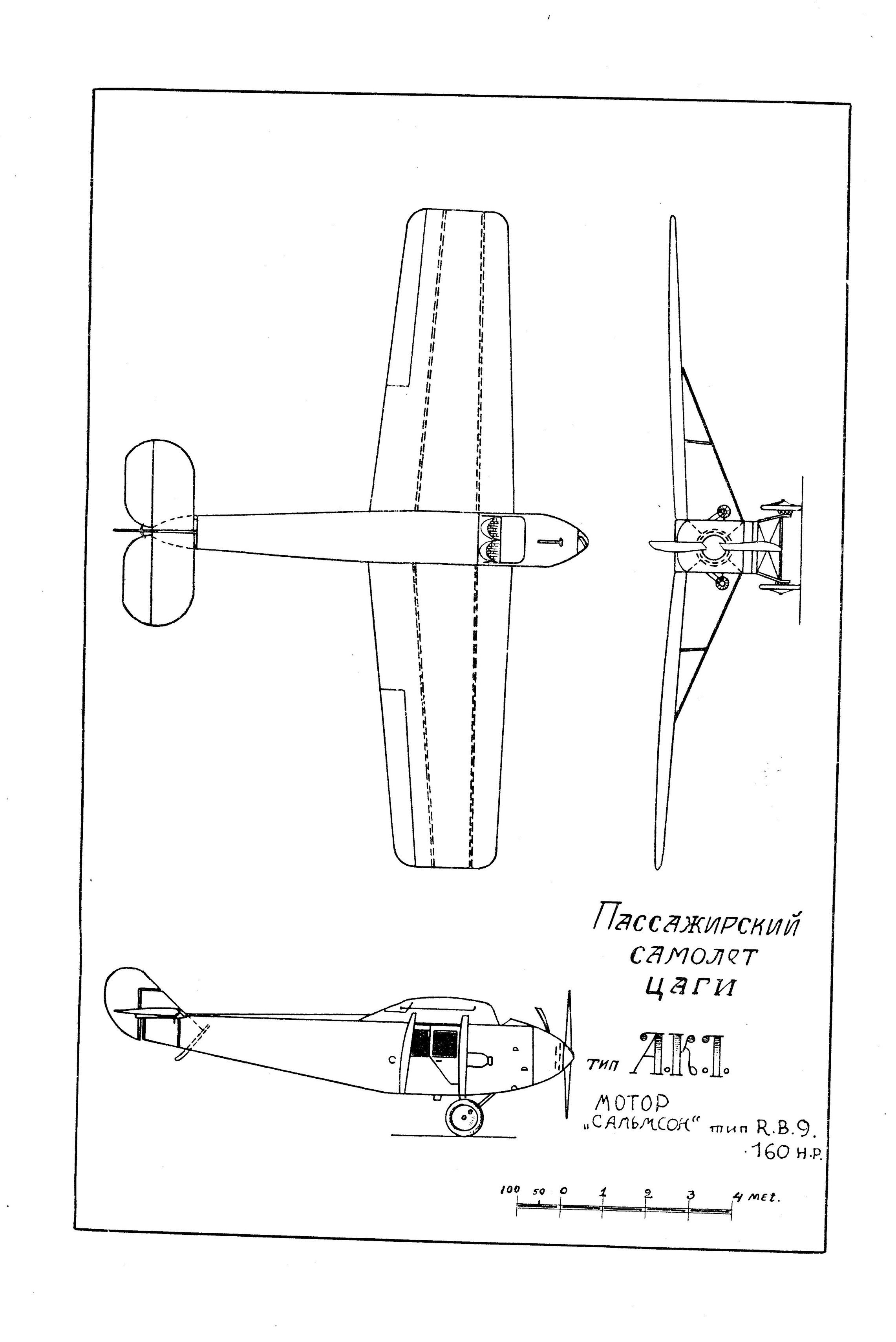
нужны при проектировании самолета, и, кроме того, приводимые в них сравнения данных расчета с данными опыта позволяют сделать ряд ценных заключений о точности расчетов и ввести в них уточняющие поправки.

В данном же случае интерес к этому самолету повышается еще оттого, что эта первая в СССР машина с толстыми крыльями оказалась вполне удачною и смогла налетать в первый же год эксплоатации около 11 000 километров.

Эта машина оказалась настолько удачною, что было решено сделать ей серьезное испытание, и „Добролет“ выпустил ее с летчиком А. И. Томашевским в Пекинский перелет.

А. К. I. вполне успешно справилась с этой тяжелой задачей и достигла Пекина, сделав еще 7000 километров. Это достижение является, повидимому, мировым рекордом для опытных машин. Для нас успешность этого рекорда еще более повышается тем обстоятельством, что А. К. I. была вообще первою оригинальною пассажирской машиной, построенной в СССР.

Б. Юрьев.


Пассажирский
самолет
ЦАГИ
тип А.К.I.
МОТОР
„САЛЬМСОН“ тип R.B.9.
·160 H.P.
100 50 0 1 2 3 4 met.

Введение.

Настоящая работа была предпринята по предложению Центрального Аэро-Гидродинамического Института и Научного Комитета Главоздухфлота для выявления тех работ и испытаний, которые были произведены во время проектирования и постройки самолета А. К. I. При представлении предварительного проекта самолета в Научно-Технический Комитет Главоздухфлота 15 сентября 1922 г. задание на него было утверждено в такой форме: самолет с большой нагрузкой на лошадиную силу (9 — 10 кг) и с толстым профилем крыла. В то время толстые крылья только понемногу получали свое распространение, а в России исследование их только начиналось и то лабораторным лишь путем. Сравнительно большая подъемная сила толстых крыльев могла дать некоторые неожиданности как в расчете такого крыла, так и в полетных качествах самолета. В связи с этим необходимо было проверить те методы расчета, которыми у нас пользовались при расчете как аэродинамической стороны самолета, так и вопросов прочности.

Для решения поставленных заданий проще всего было остановиться на пассажирском самолете с одним из имеющихся у нас моторов. Наиболее надежным мотором являлся мотор „Сальмсон“ тип R. B. 9 в 170 HP. Обслуживание его простое, и наши мотористы с ним хорошо знакомы, так как он является почти копией типа R. A. 9 (разница заключается только в том, что у первого алюминиевые поршни), который ставился на „Фарманах“ и „Лебедях“ и работал на фронте. Правда, этот мотор довольно тяжелый и устаревший, но выписывание какого-либо из современных моторов представляло большие затруднения и, кроме того, наличие на складах запасных частей к „Сальмсону“ очень упрощало работу с ним. Все это в дальнейшем оправдалось, при испытании самолета никаких хлопот с мотором не было и оно было проведено вполне спокойно.

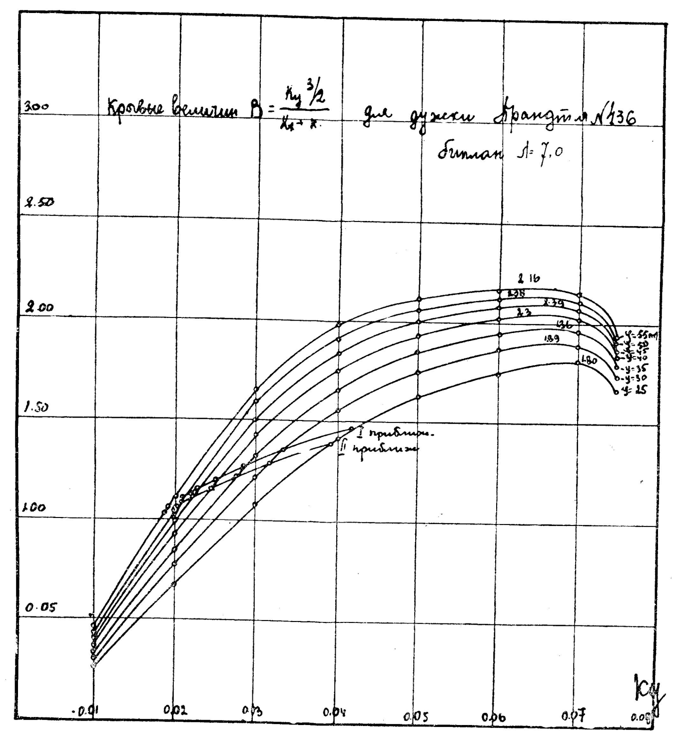
В случае, если бы самолет оказался удовлетворительным по своим качествам для его эксплоатации на линиях, то мотор „Сальмсон“ опять-таки оказался вполне надежным мотором.

ГЛАВА I.

Изыскание наивыгоднейших размеров и предварительный аэродинамический расчет.

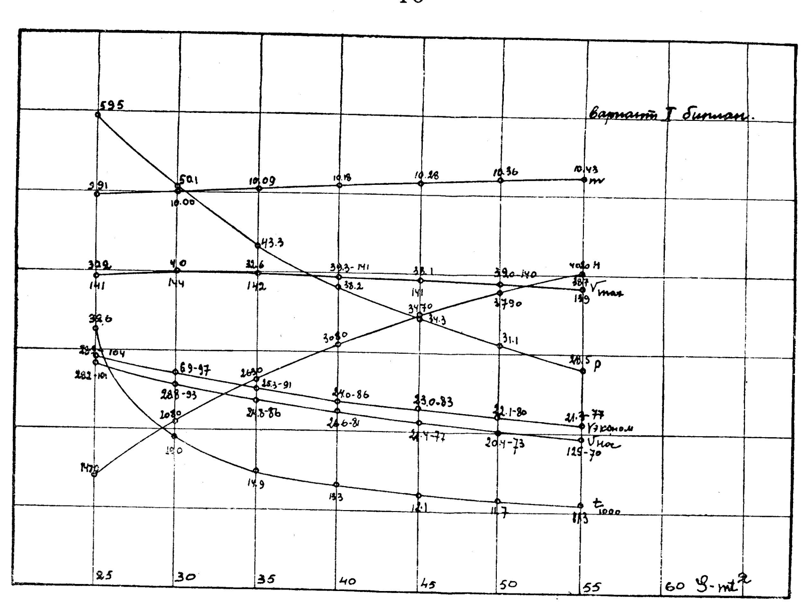
Выбор типа самолета.

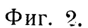
Изыскание наивыгоднейших размеров самолета производилось по методу, описанному в нашей книжке „Аэродинамический расчет аэропланов“ (Москва. Макиз. 1922), при чем для установления типа самолета, именно—делать ли его бипланом или монопланом, было сделано два варианта, один—биплан с относительным размахом 7 и другой—моноплан с относительным размахом 5,5. На фиг. 1 даны кривые



Фиг. 1.

коэффициента B для случая биплана, а на фиг. 2—данные этого самолета для различных площадей крыльев. На фиг. 3 даны кривые коэф-

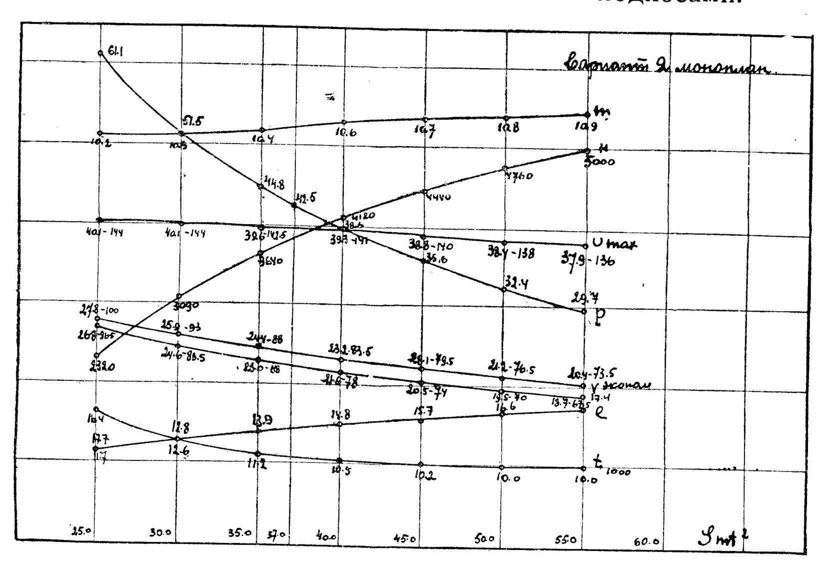



Фиг. 2.

Кривые величин $B = \frac{K_y^{3/2}}{K_x + X}$
для дужки Прандтля № 429
Моноплан λ = 5.5

Фиг. 3.

фициента B для случая моноплана, а на фиг. 4—данные его. Если сравнить данные этих двух вариантов, то получается, что моноплан выгоднее биплана. То же самое у нас выходило по общим исследованиям, что при поверхностях до 40 м² моноплан выгоднее биплана. Кроме того, ввиду наличия у биплана растяжек и стоек как сборка, так и регулировка его более трудны, чем моноплана. Ввиду всего этого мы и остановились на типе моноплана с жесткими подкосами.



Фиг. 4.

Мы не приводим полного аэродинамического расчета при выборе размеров ввиду его громоздкости и малого интереса, так как этот метод достаточно обстоятельно изложен в вышеуказанной книжке.

По диаграмме фиг. 4 можно выбрать наиболее выгодную площадь крыльев, принимая во внимание, с одной стороны, наилучшие аэродинамические качества, а с другой,—возможно наименьший размах. Скорость для довольно большого диапазона площадей мало меняется, тогда как подъем на высоту сравнительно велик на малых площадях и до площади в 35 м² резко падает, а после этого падение это становится медленным. Поэтому нами и была выбрана та площадь, где падение времени подъема на высоту 1000 м замедлилось; эта площадь соответствует площади 37 м².

Предварительный аэродинамический расчет.

Исходя из выбранной площади крыльев и был сделан предварительный поверочный аэродинамический расчет самолета, при чем исходные данные были приняты следующие.

Площадь крыльев . . . . 37 м²
Размах . . . . 14.8 м

Средняя ширина крыла	2.7 м
Относительный размах	5.5
Максимальный диаметр винта	3.0 м
Мощность мотора „Сальмсон“	155 HP
Вес самолета пустого	1.020 кг
Вес самолета полный	1.580 кг
Нагрузка на кв. метр площади	42.7 кг
„ „ 1 HP	10.2 кг
Вес конструкции на 1 $м^2$	18.5 кг.

Подсчет лобовых сопротивлений.

Подсчет лобовых сопротивлений произведен в нижеследующей таблице I.

Таблица I.

НАИМЕНОВАНИЕ	Колич.	Высота или длина	Ширина или толщина	Мидель	K_x	R_x
Фюзеляж	1	1.6	1.1	1.76	0.0195	0.0343
Радиатор Ламблена . . .	1	—	—	—	—	0.003
Шасси:						
Колеса	2	.750	.125	.187	.032	.00599
Ось	1	1.375	.07	.096	.012	.00115
Амортизаторы	2	.150	.10	.03	.05	.0015
Стойки	4	.80	.04	.128	.01	.00128
Ленты	2	1.5	.004	.012	.018	.00022
Костыль	1	.45	.4	—	.02	—
Стабилизатор	—	Площ.	7.0 $м^2$	—	—	—
Руль направления . . .	—	Площ.	1.2 „	.9.3	.001	.0093
Киль	—	Площ.	1.1 „	—	—	—
Подкосы	4	3.8	.04	.608	.012	.0072
Контрподкосы	4	1.9	.020	.152	.012	.00182
Подкосы стабилизатора .	4	.8	.02	.064	.012	.00077
				$\Sigma R_x = 0.06653$		

Таким образом, $\frac{\sigma}{S}\, 0.08 = \frac{0.06653}{37} = 0.0018$ и $\frac{\sigma}{S} = 2.25\%$.

Поверочный аэродинамический расчет был произведен графическим способом по методу Б. Н. Юрьева (см. „Новый прием аэродинамического расчета". Москва. 1922. Высший Редакционный Совет).

Весь расчет велся на дужке Геттингенской лаборатории № 436. Пересчета ее характеристики с относительного размаха 5 на 5.5 мы здесь не приводим, так как в дальнейшем он будет приведен (см. главу XII— Расчет статической устойчивости). В нижеследующей таблице II даны коэффициенты K_x и K_y, а также коэффициент лобового сопротивления всего самолета K_a.

Таблица II.

K_y	0.010	0.015	0.020	0.025	0.030	0.035	0.040
K_x	.00083	.00090	.00105	.00125	.00140	.00181	.0022
$\frac{\sigma}{S}$ 0.08	.00180	.00180	.00180	.00180	.00180	.00180	.00180
K_a	.00263	.00270	.00185	.00305	.00329	.00361	.0040
K_y	0.045	0.050	0.055	0.060	0.065	0.07	0.075
K_x	.00266	.00317	.00374	.00437	.00513	.00616	.00795
$\frac{\sigma}{S}$ 0.08	.00180	.00180	.00180	.00180	.00180	.0018	.00180
K_a	.00446	.00497	.00554	.00617	.00693	.00796	.00975

Подсчет винта производился по графику Юрьева (см. указанную выше нашу книжку), принимая следующие исходные данные: расчетная скорость $W_p = 32$ м/сек., HP = 155, N = 1 300 (в моторе, поставленном на самолете, число оборотов 1 400).

Характеристические величины выражаются следующим образом:

$$\frac{B}{\eta} = 817. \frac{155}{D^2 32} = \frac{3.86}{D^2}\ ;\ Z = 0.0523\ \frac{D.\ 1300}{32.10} = 2.12\ D.$$

По графику находим для различных диаметров к. п. д., которые и даны в таблице III.

Таблица III.

D	2.80	2.90	2.95	3.0
D^2	7.84	8.41	8.70	9.0
$\frac{B}{\eta}$	0.493	0.459	0.444	0.429
Z	6.00	6.20	6.40	6.6
η	0.721	0.723	0.723	0.721

Выбираем диаметр винта 2.9 м, коэффициент полезного действия его будет 0.723. Тогда

$$(W) = 7.26 \sqrt[3]{\frac{155}{2.92^2}} = 19.2$$

$$x_1 = \frac{32}{19.2} = 1.67, \ x_o = 4.13, \ W_o = 79.2.$$

Сила тяги будет:

$$P = \eta . \frac{75.HP}{W_p} = 262 \text{ кг.}$$

Строим таблицу IV величин: $\frac{P}{SW^2}$

Таблица IV.

W	24.0	26	28	30	32	34	36	38	40	42	44
$W_o - W$	55.2	53.2	51.2	49.2	47.2	45.2	43.2	41.2	39.2	37.2	35.2
$\frac{P}{S}$	8.29	7.99	7.69	7.39	7.09	6.79	6.49	6.10	5.58	5.58	5.28
W^2	576	676	784	900	1024	1156	1296	1444	1600	1764	1936
$\frac{P}{SW^2}$	.0144	.0118	.0098	.0082	.0069	.0059	.0050	.0043	.0037	.0032	.0027

Расчетными формулами при вычислении этой таблицы были следующие. Закон изменения силы тяги со скоростью принимался линейный, т.-е.

$$P = P_p \frac{W_o - W}{W_o - W_p},$$

откуда

$$\frac{P}{S} = \left[\frac{P_p}{S(W_o - W_p)} \right] (W_o - W) = 0.15 \ (W_o - W).$$

Во всех приведенных формулах значок p означает, что соответствующая величина взята для расчетной скорости, W_o есть скорость, при которой винт не тянет.

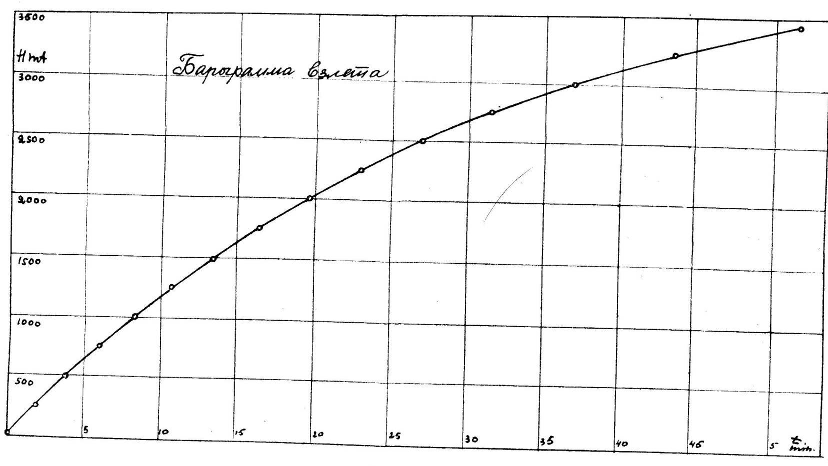
Посадочная скорость будет:

$$W_{посад} = \sqrt{\frac{p}{K_{y \ макс.}}} = \sqrt{\frac{42.7}{0.0753}} = 23.2 \text{ м/сек. или 86 км/ч.}$$

Составляем теперь таблицу V величин $\frac{G}{\Delta SW^2} = \frac{p}{\Delta W^2} = \frac{42.7}{\Delta W^2}$; причем плотность воздуха Δ меняем соответственно высотам, так что получаем фиктивные веса на разных высотах полета.

Таблица V.

H \ Δ	W / W²: 24 / 576	26 / 676	28 / 784	30 / 900	32 / 1024	34 / 1156	36 / 1296	38 / 1444	40 / 1600	42 / 1764	44 / 1936
0 1.0	.074	.0632	.0545	.0474	.0417	.037	.033	.0296	.0267	.0242	.022
500 .95	.0728	.0665	.0574	.0499	.0439	.0390	.0348	.0312	.0281	.0255	.0232
1000 .903	—	.070	.0604	.0525	.0462	.041	.0366	.033	.0296	.0268	.0244
1500 .857	—	.0738	.0636	.0553	.0487	.0432	.0385	.036	.0312	.0282	.0257
2000 .814	—	.0778	.067	.0583	.0513	.0455	.0406	.036	·0328	.0298	.0271
2500 .772	—	—	.0706	.0614	.0541	.0479	.0428	.038	.0346	.0314	.0285
3000 .732	—	—	.0745	.0648	.0570	.0505	.0451	.041	.0365	.0331	.0301
3500 .694	—	—	—	.0684	.0601	.0534	.0476	.043	.0385	.0340	.0318
4000 .657	—	—	—	.0722	.0635	.0564	.0503	.045	.0407	.0369	.0336
4500 .622	—	—	—	0762	.0671	.0595	.0531	.048	.0430	.0389	.0354



Фиг. 6.

На фиг. 5 представлен графический расчет, из которого находим вертикальные скорости подъема, а по ним легко уже определить и времена подъема на разные высоты. На фиг. 6 дана барограмма наивыгоднейшего взлета.

Таким образом, проектные данные самолета будут:

Наибольшая скорость над землей . . . . . . 43 м/сек. или 155 км/ч.
Наибольший угол подъема . . . . 4.8°
Наименьший угол планирования . . . . . . 5.6°
Время подъема на 1000 м . . . . 8.3 мин.
Потолок . . . . 4.400 м.

Насколько это оправдалось и причины расхождения будут даны в главе XIV.

ГЛАВА II.

Фюзеляж.

Расчет фюзеляжа.

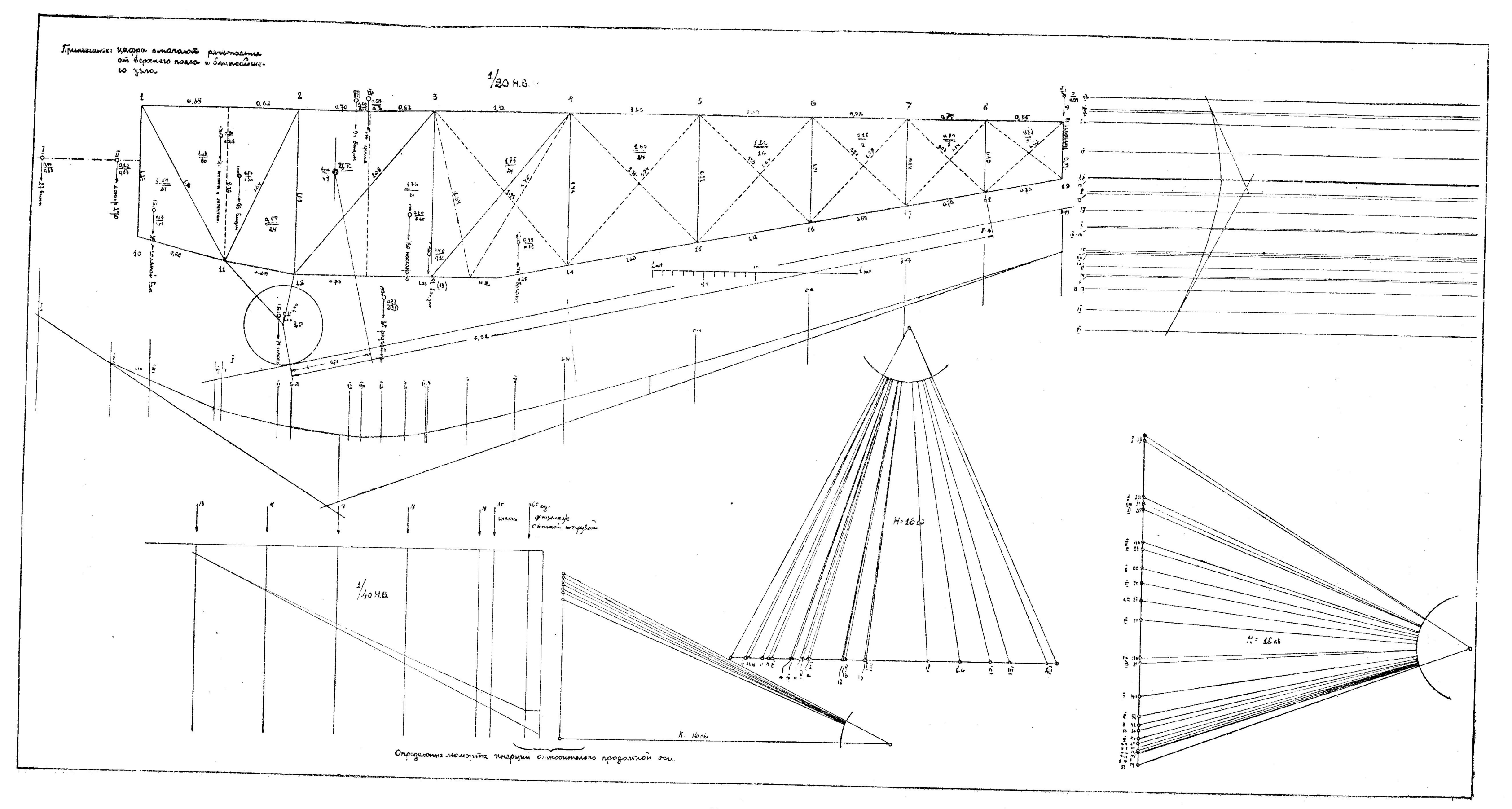
Расчет фюзеляжа производился по нормам, указанным ниже, исходя из веса самолета в 1580 кг, действительный же вес самолета 1680 кг (с небольшой перегрузкой). Но при расчете фюзеляжа приходится выбрасывать вес крыльев, который в данном расчете принят равным 180 кг, на самом же деле вес крыльев 250 кг, таким образом, расчетный вес фюзеляжа был 1580 — 180 = 1400 кг, действительный же вес: 1680 — 250 = 1430. Таким образом, перегрузка получалась лишь в 30 кг, и никакого влияния, конечно, на прочность фюзеляжа иметь не может.

Распределение нагрузок.

Нагрузки по узлам фюзеляжа распределялись по следующей схеме [1]) (см. фиг. 7).

Фюзеляж передняя часть (до стойки 3 — 13) . .	A.	206	кг
„ задняя „	B.	89	„
Винт	I.	27	„
Мотор и моторная установка	II.	270	„
Масляный бак и масло	III.	25	„
Пилот и механик	IV.	160	„
Бензин и бак	V.	92	„
Шасси	VI.	70	„
Бензин и бак	VII.	94	„
Крылья	VIII.	180	„
Радиатор	IX.	25	„
Пассажиры	X.	160	„
Бензин и бак	XI.	92	„
Багаж	XII.	40	„
Хвостовое оперение	XIII.	50	„
Итого . .		1580	кг

1) Расчет фюзеляжа произведен инж. В. В. Калининым.


1/20 н.в.
1/40 н.в.
H=16 см
Определение момента инерции относительно продольной оси.

Фиг. 7.

Если сравнить это распределение с действительным распределением весов, данных в главе XI, то увидим, что расхождение появляется лишь в частях, расположенных в передних узлах фюзеляжа, а так как центр тяжести всего самолета находится почти на том же месте, как и в расчетном предположении, то ясно, что ощутительного расхождения в усилиях фермы ожидать трудно.

Распределение собственного веса фюзеляжа по узлам произведено пропорционально площадям, ограниченных лонжеронами и стойками, а для передней части фюзеляжа – стойками и подкосами полигонов боковой поверхности фюзеляжа. Таким образом, имеем таблицу VI, обозначения которой соответствуют фиг. 7.

Таблица VI.

Обозн. полигона	Площадь полигона	Вес в кг.	Обозн. полигона	Площадь полигона	Вес в кг.	Обозн. полигона	Площадь полигона	Вес в кг.
1—10—11	0,54	24	3—12—13	1,36	61	6—7—16—17	0,185	12
1— 2—11	1,13	50	3— 4—13—14	1,75	24	7—8—17—18	0, 59	8
2—11—12	0,54	24	4 5—14—15	1,69	23	8—9—18—19	0, 46	6
2— 3—12	1,06	47	5— 6—15—16	1,22	16	Итого . . . . . 295 кг		

Вес одного кв. метра поверхности передней части фюзеляжа равняется:

$$\frac{206}{0.54+1.13+0.54+1.06+1.36}=\frac{206}{4.63}=44.5 \text{ кг/м}^2.$$

То же для задней части:

$$\frac{89}{1.75+1.69+1.22+0.85+0.59+0.46}=\frac{89}{6.56}=13.55 \text{ кг/м}^2.$$

Распределение нагрузок по узлам от собственного веса фюзеляжа и от нагрузок приведено в таблице VII.

Это распределение нагрузок произведено для полетного положения фюзеляжа.

Распределение давления на колеса и костыль выразится следующим образом.

1) Стоянка.

$$\text{Реакция костыля} = P = \frac{1580}{6.92}\cdot 0.78 = 178 \text{ кг.}$$

$$\text{» колес} = P' = 1580 - 178 = 1402 \text{ кг.}$$

2) В полетном положении.

$$P = \frac{1580 . 0.47}{6.69} = 111 \text{ кг.}$$

$$P' = 1580 - 111 = 1469 \text{ кг.}$$

Таблица VII.

№№ узлов.	Собственный вес.				Прочие нагрузки.						Всего
	Веса			Итого	Силы					Итого	
	1	2	3		1	2	3	4	5		
1	8	$16\frac{2}{3}$	—	24	IV 79	V 34	—	—	—	113	137
2	$16\frac{2}{3}$	8	$15\frac{2}{3}$	40	IV 81	V 58	VII 54	—	—	193	233
3	$15\frac{2}{3}$	$20\frac{1}{3}$	6	42	VII 40	—	—	—	—	40	82
4	6	$5\frac{3}{4}$	—	12	—	—	—	—	—	—	12
5	$5\frac{3}{4}$	4	—	10	—	—	—	—	—	—	10
6	4	3	—	7	—	—	—	—	—	—	7
7	3	2	—	5	—	—	—	—	—	—	5
8	2	$1\frac{1}{2}$	—	4	—	—	—	—	—	—	4
9	$1\frac{1}{2}$	—	—	2	XIII 50	—	—	—	—	50	52
10	8	—	—	8	I,II 297	III 4	—	—	—	301	309
11	8	$16\frac{2}{3}$	8	32	III 21	VI 14	—	—	—	35	67
12	8	$15\frac{2}{3}$	$20\frac{1}{3}$	43	VI 56	X 27	VIII 87	IX 8	XI 0	178	221
13	$20\frac{1}{3}$	6	—	26	X 133	IX 17	VIII 93	XI 92	XII 20	355	381
14	6	$5\frac{3}{4}$	—	12	XII 20	—	—	—	20	20	32
15	$5\frac{3}{4}$	4	—	10	—	—	—	—	—	—	10
16	4	3	—	7	—	—	—	—	—	—	7
17	3	2	—	5	—	—	—	—	—	—	5
18	2	$1\frac{1}{2}$	—	4	—	—	—	—	—	—	4
19	$1\frac{1}{2}$	—	—	2	—	—	—	—	—	—	2
				295							1580

Определение моментов инерции самолета.

Плоскостные моменты инерции самолета определены помощью измерения площадей веревочных многоугольников (S) (см. фиг. 7) по формуле: $I = 2SH$, где H — полюсное расстояние соответствующего силового многоугольника. Площади измерялись при помощи планиметра.

1) Момент инерции относительно поперечной плоскости.

Площадь веревочного многоугольника: $S_1 = 17.2 + 24.7 + 7.9 = 49.8$ см² (масштаб 1 см = 0.2 м, 1 см² = 0.04 м²).

Полюсное расстояние $H_1 = 1600$ кг.

$$I'_1 = 2.\ \frac{1600 \cdot 49{,}8 \cdot 0{,}04}{9{,}81} = 649 \text{ кг.м.сек}^2.$$

2) Момент инерции относительно продольной горизонтальной плоскости.

$S_2 = 4.8$ см².

$H_2 = 1600$ кг.

$$I'_2 = 2\ \frac{1600 \cdot 4{,}8 \cdot 0{,}04}{9{,}81} = 62.7 \cong 63 \text{ кг.м.сек}^2.$$

3) Момент инерции относительно продольной вертикальной плоскости.

$\frac{1}{2}S_3 = 5.6$ см².

$H_3 = 1600$ кг.

1 см² = 0.016 м².

$$I'_3 = 2\ \frac{1600 \cdot 11{,}2 \cdot 0{,}016}{9{,}81} = 58 \text{ кг.м.сек}^2.$$

Моменты инерции самолета относительно осей, проходящих через центр тяжести, получаются путем сложения соответствующих плоскостных моментов инерции.

Таким образом, будем иметь:

Момент инерции относительно поперечной оси:

$$I_I = I'_1 + I'_2 = 649 + 63 = 712 \text{ кг.м.сек}^2.$$

Момент инерции относительно вертикальной оси:

$$I_{II} = I'_1 + I'_3 = 649 + 58 = 78 \text{ кг.м.сек}^2.$$

Момент инерции относительно продольной оси:

$$I_{III} = I'_2 + I'_3 = 63 + 58 = 121 \text{ кг.м.сек}^2.$$

Распределение нагрузок от инерционных сил.

Распределим теперь нагрузки на узлы фюзеляжа от сил инерции, возникающих в частях аппарата от приложения силы удара к колесам, равной весу самолета, именно 1580 кг.

Плечо силы относительно центра тяжести равно 0.47 м.
Момент инерции относительно поперечной оси $I = 712$ кг.м.сек^2.
Момент вращения будет: $1580 . 0,47 = 743$ кг.м.
Угловое ускорение выразится:

$$\Theta = \frac{M}{I} = \frac{743}{712} = 1.04 \text{ сек}^{-2}; \frac{\Theta}{g} = 0.106.$$

Инерционная сила будет:

$$p\left(1 \pm \frac{\Theta . x}{g}\right) = p\left(1 \pm \frac{\Theta . x}{g}\right),$$

где x — расстояние данного узла от центра тяжести.

В таблице VIII даны эти инерционные усилия.

Ошибка от общего веса в 786 кг (половины общего веса, так как рассматривается только одна сторона фюзеляжа) вместо 790 кг, т.-е. 4 кг происходит от непринятия во внимание выноса мотора и винта относительно узла № 10 и должна быть прибавлена к нагрузке на него; действительно, эта ошибка выражается:

$$\frac{270 . 0,22 + 27 . 0,94}{2} . 0,106 = (29.8 + 12.6) \times 0.106 = 42.4 \times 0.106 = 4.5 \text{ кг}$$

Горизонтальные инерционные усилия по малости их в расчет не вводятся и учитываются на диаграмме Кремона горизонтальными силами, приложенными к переднему концу фюзеляжа в узлах 1 и 10 и замыкающими диаграмму.

Определим теперь инерционные усилия, которые получаются при приложении силы к рулям глубины. Эту силу мы определяли следующим образом. Мы предполагаем, что самолет летит с наибольшей для него горизонтальной скоростью и к стабилизатору прикладывается внезапно сила, получающаяся, если принять наибольший коэффициент подъемной силы $K_y = 0.08$. Скорость самолета 155 км/ч. = 43.1 м/сек., площадь стабилизатора и рулей при расчете предполагалась 7 м^2, тогда получим

$$P = K_y SW^2 = 0,08 . 7 . 43^2 = 1002 \text{ кг}.$$

В действительности у нас площадь стабилизатора и рулей 5.87 м^2, так что нагрузка на 1 м^2 рулей будет $= \frac{1002}{5.87} = 171$ кг/м^2.

Эта нагрузка как раз близка к нагрузке, требуемой немецкой регламентацией, а также к принятой нами при расчете стабилизатора (см. глава VI стр. 76).

Плечо силы $r = 7.06$ м.

$$\text{Угловое ускорение } \Theta = \frac{Pr}{I} = \frac{1002 . 7,06}{712} = 9.94 \text{ сек}^{-2}.$$

Таблица VIII.

№№ узлов	p кг	x метров	$\frac{\Theta \cdot x}{g}$	$\left(1 \pm \frac{\Theta \cdot x}{g}\right)$	$p \cdot \left(1 \pm \frac{\Theta \cdot x}{g}\right)$
1	68.5	1.90	+ 0.202	1.202	82.5
2	116.5	0.37	+ 0.039	1.039	121
3	41	0.95	— 0.101	0.899	37
4	6	2.27	— 0.241	0.759	4.5
5	5.0	3.53	— 0.374	0.626	3.0
6	3.5	4.62	— 0.490	0.510	2.0
7	2.5	5.54	— 0.588	0.412	1.0
8	2.0	6.31	— 0.669	0.331	1.0
9	26.0	7.06	— 0.749	0.251	6.5
10	154.5	1.90	+ 0.202	1.202	188.5
11	33.5	1.05	+ 0.111	1.111	37.0
12	110	0.37	+ 0.039	1.039	115
13	191	0.95	— 0.101	0.899	172
14	16.0	2.27	— 0.241	0.759	12.0
15	5.0	3.53	— 0.374	0.626	3.0
16	3.5	4.62	— 0.490	0.510	2.0
17	2.5	5.54	— 0.588	0.412	1.0
18	2.0	6.31	— 0.669	0.331	1.0
19	1.0	7.06	— 0.749	0.251	0.0
				786.0 кг	
				С поправкой 790.0 кг.	

Таблица IX.

Распределение нагрузок на узлы на стоянке.

№№ узлов	p кг	№№ узлов	p кг	№№ узлов	p кг
1	68.5	8	2.0	15	5.0
2	116.5	9	26	16	3.5
3	41.0	10	154.5	17	2.5
4	6.0	11	33.5	18	2.0
5	5.0	12	110	19	1.0
6	3.5	13	191		701
7	2.5	14	16	Костыль 89	
				Итого 790 кг.	

Таблица X.

Распределение нагрузок на узлы в полете.

№№ узлов	p кг	№№ узлов	p кг	№№ узлов	p кг
1	68.5	7	2.5	13	144
2	116.5	8	2.0	14	16
3	41	9	26.0	15	5.0
4	6.0	10	154.5	16	3.5
5	5.0	11	33.5	17	2.5
6	3.5	12	67	18	2.0
—	—	—	—	19	1.0
					Итого 700 кг

Таблица XI.

№№ узлов	p кг	x метров	$\frac{\Theta \cdot x}{g}$	$\frac{u}{g} \pm \frac{\Theta \cdot x}{g}$	$p \cdot \left(\frac{u}{g} \pm \frac{\Theta x}{g}\right)$
1	68.5	1.90	—1.920	— 1.285	— 88.0
2	116.5	0.37	—0.374	+ 0.261	+ 30.5
3	41	0.95	+0.960	1.595	65.5
4	6	2.27	2.30	2.935	17.5
5	5	3.53	3.56	4.195	21
6	3.5	4.62	4.67	5.305	18.5
7	2.5	5.54	5.6	6.235	15.5
8	2	6.31	6.38	7.015	14
9	26	7.06	7.14	7.775	202
10	154.5	1.90	— 1.92	— 1.285	— 240.5
11	33.5	1.05	— 1.06	— 0.425	— 14
12	110	0.37	— 0.374	+ 0.261	+ 29
13	191	0.95	+ 0.960	1.595	305
14	16	2.27	2.30	2.935	47
15	5	3.53	3.56	4.195	21
16	3.5	4.62	4.67	5.305	18.5
17	2.5	5.54	5.6	6.235	15.5
18	2	6.31	6.38	7.015	14
19	1	7.06	7.14	7.775	8
					(+) = 842.5
					(—) = — 301
					541.5
				Поправка на момент, получающийся от мотора.	— 41.5
				Итого . . .	500 кг

Таблица XII.

Сводная таблица усилий в частях фюзеляжа (на основании диаграммы Кремона).

Стоянка				Полет				Удар в колеса				Удар на хвост сверху				Удар на хвост снизу			
Обозначения стержней		+	—	Обозначения стержней		+	—	Обозначения стержней		+	—	Обозначения стержней		+	—	Обозначения стержней			
1—3 с	9—19	—	26	1—3с	9—19	—	26	1—3с	9—19	—	7	1—3с	9—19	—	299	1—4с	9—19	—	8
2—3в	8—9	6	—	2—3в	8—9	—	—	2—3в	8—9	—	—	2—3в	8—9	—	—	2—3в	8—9	—	314
3—4п	8—19	37	—	3—4п	8—19	37	—	3—4п	8—19	9	—	3—4п	8—19	393	—	3—4п	9—18	428	—
4—5н	18—19	—	31	4—5н	18—19	—	31	4—5н	18—19	—	8	4—5н	18—19	—	325	4—5н	18—19	—	—
4—8с	8—18	—	89	4—7с	8—18	—	24	4—7с	8—18	—	7	4—7с	8—18	—	216	3—8с	8—18	—	213
6—7в	7—8	—	26	6—7в	7—8	30	—	6—7 в	7—8	8	—	6—7в	7—8	318	—	6—7в	7—8	—	499
7—8п	8—17	91	—	7—8п	7—18	32	—	7—8п	7—18	9	—	7—8п	7—18	248	—	7—8п	8—17	270	—
8—9н	17—18	—	49	8—9н	17—18	—	56	8—9н	17—18	—	15	8—9н	17—18	—	514	8—9н	17—18	321	—
7—12с	7—17	—	53	8—11с	7—17	—	24	8—11с	7—17	—	8	8—11с	7—17	—	150	7—12с	7—17	—	146
10—11в	6—7	—	70	10—11в	6—7	54	—	10—11в	6—7	15	—	10—11в	6—7	503	—	10—11в	6—7	—	617
11—12п	7—16	67	—	11—12п	6—17	33	—	11—12п	6—17	10	—	11—12п	6—17	166	—	11—12п	7—16	177	—
12—13н	16—17	14	—	12—13н	16—17	—	80	12—13н	16—17	—	23	12—13н	16—17	—	639	12—13н	16—17	509	—
11—16с	6—16	—	37	12—15с	6—16	—	26	12—15с	6—16	—	9	12—15с	6—16	—	93	11—16с	6—16	—	87
14—15в	5—6	—	100	14—15в	5—6	78	—	14—15в	5—6	23	—	14—15в	5—6	627	—	14—15в	5—6	—	679
15—16п	6—15	47	—	15—16п	5—16	36	—	15—16п	5—16	14	—	15—16п	5—16	91	—	15—16п	6—15	92	—
16—17н	15—16	60	—	16—17н	15—16	—	107	16—17н	15—16	—	33	16—17н	15—16	—	706	16—17н	15—16	630	—
15—20с	5—15	—	23	16—19с	5—15	—	30	16—19с	5—15	—	13	16—19с	5—15	—	41	15—20с	5—15	—	37
18—19в	4—5	—	115	18—19в	4—5	105	—	18—19в	4—5	32	—	18—19в	4—5	693	—	18—19в	4—5	—	693

19—20п	5—14	24	—	19—20п	4—15	41	—	19—20п	4—15	19	—	19—20п	4—15	23	—	19—20п	5—14	22	—
20 21н	14—15	94	—	20—21н	14—15	—	137	20—21н	14—15	—	48	20—21н	14—15	—	723	20—21н	14—15	693	—
19—24с	4—14	—	10	20—23с	4—14	—	34	20—23с	4—14	—	19	20—23с	4—14	0	0	19—24с	4—14	—	33
22—23в	3—4	—	114	22—23в	3—4	135	—	20—23в	3—4	46	—	22—23в	3—4	704	—	22—23в	3—4	—	707
23—24п	4—13	5	—	23—24п	3—14	78	—	23—24п	3—14	43	—	23—24п	3—14	21	—	23—24п	3—14	20	—
24—25н	13—14	110	—	24—25н	13—14	—	187	24—25н	13—14	—	77	24—25н	13—14	—	728	24—25н	13—14	698	—
23—28с	3—13	172	—	24—28с	3—13	—	14	24—28с	3—13	181	—	24—28с	3—13	—	232	23—28с	3—13	216	—
26—27в	2—3	75	—	26—27в	2—3	265	—	26—27в	2—3	278	—	26—27в	2—3	484	—	26—27в	2—3	—	473
27—28п	3—12	—	280	27—28п	3—12	—	117	27—28п	3—12	—	322	27—28п	3—12	370	—	27—28п	3—12	—	366
28—29н	12—13	154	—	28—29н	12—13	—	186	28—29н	12—13	—	76	28—29н	12—13	—	722	28—29н	12—13	706	—
27—32с	2—12	—	138	27—32с	2—12	—	326	27—32с	2—12	—	273	27—32с	2—12	—	230	27—32с	2—12	232	—
30—31в	1—2	90	—	30—31в	1—2	167	—	30—31в	1—2	207	—	30—31в	1—2	362	—	30—31в	1—2	—	352
31—32п	2—11	27	—	31—32п	2—11	232	—	31—32п	2—11	168	—	31—32п	2—11	287	—	31—32п	2—11	—	290
32—33н	11—12	80	—	32—33н	11—12	—	269	32—33н	11—12	—	156	32—33н	11—12	—	490	32—33н	11—12	481	—
33—34ш	12—20	—	453	—	—	—	—	33—34ш	12—20	—	673	—	—	—	—	—	—	—	—
33—35ш	11—20	—	336	—	—	—	—	33—35ш	11—20	—	180	—	—	—	—	—	—	—	—
31—37п	1—11	—	250	31—37п	1—11	—	243	31—37п	1—11	—	295	31—35п	1—11	—	322	31—35п	1—11	324	—
36—37н	10—11	—	13	36—37н	10—11	—	47	36—37н	10—11	—	62	34—35н	10—11	—	205	34—35н	10—11	197	—
37—38с	1—10	148	—	37—38с	1—10	143	—	37—38с	1—10	174	—	35—36с	1—10	191	—	35—36с	1—10	—	193

ПРИМЕЧАНИЯ: 1) Знак + обозначает растяжение.

2) „ — „ сжатие.

3) Первая графа в каждом столбце соответствует обозначениям на диаграммах Кремона.

4) Вторая графа в каждом столбце соответствует обозначениям по общей номерации узлов.

5) Буквы в первой графе обозначают:

н — нижний лонжерон, в — верхний лонжерон, с — стойка, п — подкос, ш — шасси.

6) Усилия выражены в килограммах.

Т а б л

Сводная таблица ус

	Обозначения стержней	ДИАГРАМНЫЕ УСИЛИЯ.									
		Стоянка		Полет		Удар в колеса		Удар на хвост сверху		Удар на хвост снизу	
		+	—	+	—	+	—	+	—	+	—
Верхний лонжерон	1— 2	90	—	167	—	207	—	362	—	—	352
	2— 3	75	—	265	—	278	—	484	—	—	473
	3— 4	—	114	135	—	46	—	704	—	—	707
	4— 5	—	115	105	—	32	—	693	—	—	695
	5— 6	—	100	78	—	23	—	627	—	—	679
	6— 7	—	70	54	—	15	—	503	—	—	617
	7— 8	—	26	30	—	8	—	308	—	—	499
	8— 9	6	—	—	—	0	—	—	—	—	314
Нижний лонжерон	10—11	—	13	—	47	—	62	—	205	197	—
	11—12	80	—	—	269	—	156	—	490	481	—
	12—13	154	—	—	186	—	76	—	722	706	—
	13—14	110	—	—	187	—	77	—	728	698	—
	14—15	94	—	—	137	—	48	—	723	693	—
	15—16	60	—	—	107	—	33	—	706	630	—
	16—17	14	—	—	80	—	23	—	639	509	—
	17—18	—	49	—	56	—	15	—	514	321	—
	18—19	—	31	—	31	—	8	—	325	—	—
Стойки	1—10	148	—	143	—	174	—	191	—	—	19
	2—12	—	138	—	326	—	273	—	230	232	—
	3—13	172	—	—	14	181	—	—	232	216	—

ц а XIII.

лий в стержнях фюзеляжа.

РАЗРУШАЮЩИЕ УСИЛИЯ.								Полет к = 4		Расчетные усилия	
Стоянка к = 6		Полет к = 6		Удар в колеса к = 3		Полет и удар на хвост к′ = 4 ; к″ = 1					
+	—	+	—	+	—	+	—	+	—	+	—
540	—	1002	—	621	—	1030	—	668	—	1030	—
450	—	1590	—	834	—	1544	—	1060	—	1590	—
—	684	810	—	138	—	1244	167	540	—	1244	684
—	690	630	—	96	—	1113	273	420	—	1113	690
—	600	468	—	69	—	939	367	312	—	939	600
—	420	324	—	45	—	719	401	216	—	719	420
—	156	180	—	24	—	438	379	120	—	438	379
36	—	—	—	—	—	—	314	—	—	36	314
—	78	—	282	—	186	9	393	—	188	—	393
480	—	—	1614	—	468	—	1566	—	1076	480	1614
924	—	—	1116	—	228	—	1466	—	744	924	1466
660	—	—	1122	—	232	—	1476	—	748	660	1476
564	—	—	822	—	144	145	1271	—	548	564	1271
360	—	—	642	—	99	202	1134	—	428	360	1134
84	—	—	480	—	69	189	959	—	320	189	959
—	294	—	336	—	45	97	738	—	224	97	738
—	186	—	186	—	24	—	449	—	124	—	449
888	—	858	—	522	—	763	—	572	—	888	—
—	828	—	1956	—	819	—	1534	—	1304	—	1956
1032	—	—	84	543	—	160	288	—	56	1032	288

	Обозначения стержней	ДИАГРАМНЫЕ УСИЛИЯ.									
		Стоянка		Полет		Удар в колеса		Удар на хвост сверху		Удар на хвост снизу	
		+	—	+	—	+	—	+	—	+	—
Стойки	4—14	—	10	—	34	—	19	—	0	—	33
	5—15	—	23	—	30	—	13	—	41	—	37
	6—16	—	37	—	26	—	9	—	93	—	87
	7—17	—	53	—	24	—	8	—	150	—	146
	8—18	—	89	—	24	—	7	—	216	—	213
	9—19	—	26	—	26	—	7	—	299	—	8
Раскосы (диагональные)	1—11	—	250	—	243	—	295	—	322	324	—
	2—11	27	—	232	—	168	—	287	—	—	290
	3—12	—	280	—	117	—	322	370	—	—	366
	3—14	—	—	78	—	45	—	21	—	—	—
	4—13	5	—	—	—	—	—	—	—	20	—
	4—15	—	—	41	—	19	—	23	—	—	—
	5—14	24	—	—	—	—	—	—	—	22	—
	5—16	—	—	36	—	14	—	91	—	—	—
	6-15	47	—	—	—	—	—	—	—	92	—
	6—17	—	—	33	—	10	—	166	—	—	—
	7—16	67	—	—	—	—	—	—	—	177	—
	7—18	—	—	32	—	9	—	248	—	—	—
	8—17	91	—	—	—	—	—	—	—	270	—
	8—19	37	—	37	—	9	—	393	—	—	—
	9—18	—	—	—	—	—	—	—	—	428	—

Обозначения стержней	РА…	
	Стоянка к = 6	
	+	—
4—14	—	60
5—15	—	138
6—16	—	22
7—17	--	31
8—18	—	53
9—19	—	15
1—11	—	150
2—11	162	—
3—12	—	16
3—14	—	—
4—13	30	—
4—15	—	—
5—14	144	—
5—16	—	—
6-15	282	—
6—17	—	—
7—16	402	—
7—18	—	—
8—17	546	—
8—19	222	—
9—18	—	—

Примеч

РАЗРУШАЮЩИЕ УСИЛИЯ.								Полет к = 4		Расчетные усилия	
Стоянка к = 6		Полет к = 6		Удар в колеса к = 3		Полет и удар на хвост к′ = 4 ; к″ = 1					
+	—	+	—	+	—	+	—	+	—	+	—
—	60	—	204	—	57	—	169	—	136	—	204
—	138	—	180	—	39	—	161	—	120	—	180
—	222	—	156	—	27	—	197	—	104	—	222
—	318	—	144	—	24	—	246	—	96	—	318
—	534	—	144	—	21	—	312	—	96	—	534
—	156	—	156	—	21	—	403	—	104	—	403
—	1500	—	1458	—	885	648	1294	—	972	648	1500
162	—	1392	—	504	—	1215	—	928	—	1392	—
—	1680	—	702	—	966	—	834	—	468	—	1680
—	—	468	—	129	—	333	—	312	—	468	—
30	—	—	—	—	—	20	—	—	—	20	—
—	—	246	—	57	—	187	—	164	—	246	—
144	—	—	—	—	—	22	—	—	—	144	—
—	—	216	—	42	—	235	—	144	—	235	—
282	—	—	—	—	—	92	—	—	—	282	—
—	—	198	—	30	—	298	—	132	—	298	—
402	—	—	—	—	—	177	—	—	—	402	—
—	—	192	—	27	—	376	—	128	—	376	—
546	—	—	—	—	—	270	—	—	—	546	—
222	—	222	—	—	—	541	—	148	—	541	—
—	—	—	—	—	—	428	—	—	—	428	—

Примечание. Через К—обозначена перегрузка.

Поступательное ускорение:

$$u = \frac{P}{M}; \text{ где } M — \text{масса аппарата.}$$

$$u = \frac{P}{\frac{1580}{g}} = \frac{P.g}{1580}; \quad \frac{u}{g} = \frac{P}{1580} = \frac{1002}{1580} = 0.635$$

$$\frac{\Theta}{g} = \frac{9.94}{9.81} = 1.01.$$

Инерционная сила выразится:

$$m \ (u \pm \Theta x) = \frac{p}{g} (u \pm \Theta x) = p \left(\frac{u}{g} \pm \frac{\Theta x}{g} \right).$$

В таблице XI дано распределение этих сил по узлам, при чем ошибка, согласно предыдущего, выразится — 41.5.

На фиг. 8 и 9 даны диаграммы Кремона, построенные согласно распределению нагрузок, данных в таблицах VIII, IX, X и XI, а в сводной таблице XII даны усилия в частях фюзеляжа, найденные из этих диаграмм.

Наконец, в таблице XIII даны как диаграмные усилия, так и разрушающие усилия, т.-е. усилия с перегрузкой, при чем нами принимались следующие нормы расчета фюзеляжа.

Нормы расчета фюзеляжа.

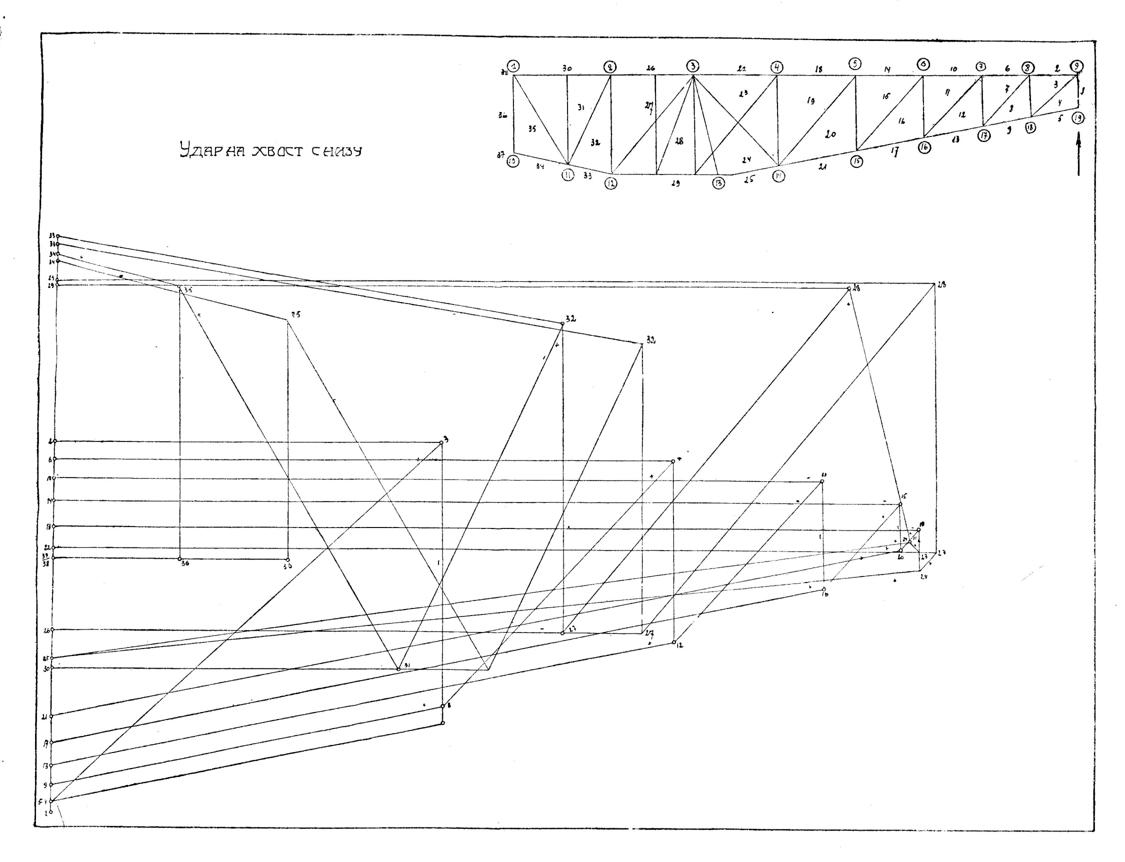
Нами были приняты следующие запасы прочности (перегрузки) при различных случаях полета самолета.

1) Стоянка на земле на трех точках, перегрузка 6.

2) Гроизонтальный полет, перегрузка 6.

3) Удар в колеса при полетном положении самолета, перегрузка 3.

4) Полет и удар на хвост (выход из пикирования). Здесь принималась перегрузка от диаграмных усилий полета 4, а от инерционных усилий 1, так как при расчете инерционных усилий мы брали уже предельные случаи. Из рассмотрения таблицы XIII можно заключить, что некоторые из рассмотренных случаев взаимно друг друга исключают. Так, например, удар в колеса совершенно не приходится включать в расчетные усилия. Точно так же случай полета с перегрузкой в 6 входит в расчет лишь для небольшого количества стержней. Таким образом, нам думается, что будет правильным заключить, что фюзеляж следует рассчитывать лишь на два случая, именно — стоянка и полет с ударом на хвост. Перегрузка, конечно, зависит от типа самолета, но для пассажирских самолетов, повидимому, совершенно достаточно брать перегрузки для первого случая 6, а для второго 4 и 1.



Фиг. 9.

Подбор сечений лонжеронов и стоек фюзеляжа.

Подбор сечений лонжеронов, стоек и распорок фюзеляжа делался по формуле Эйлера, т.-е. пролеты рассчитывались на продольный изгиб, не принимая во внимание закрепление концов. Сечение лонжеронов было принято коробчатое, т.-е. фрезерованное изнутри; обе половинки склеивались между собой на шпонке. Такое сечение было принято потому, что облегчение против сплошного получалось довольно ощутительное. Стойки же и распорки были сделаны сплошными, так как выгода от их облегчения получалась сравнительно небольшая, тогда как склеивание большого количества стоек очень хлопотливо и отнимает много времени.

Сечение верхнего лонжерона получилось на хвосте между узлами 7 и 8 — 28 × 28 мм с выфрезеровкой 14 × 18 мм; самый конец хвоста был оставлен сплошным (хотя и склеенным) ввиду загиба его. К переду размеры сечений возрастают и, начиная с кабины, т.-е. узла 3, становятся сплошными с размером 38 × 38 мм.

Нижний лонжерон имеет в пролете между узлами 17 и 18 сечение 32 × 32 мм с выфрезеровкой 22 × 18 мм, а начиная с узла 13—сплош-

ное сечение размером 44 $\times$ 44 мм. Как верхний, так и нижний лонжероны составные, склеенные вблизи узла 3 и 13. Склейка произведена косым срезом и обмотана пропитанной клеем лентой.

Предельные размеры сечений.

Размеры всех сечений фюзеляжа показаны на черт. № 31.

Необходимо заметить, что обычно выходит, что размеры, подобранные по расчету, получаются очень незначительными, но существуют некоторые предельные размеры, меньше которых нельзя допускать в лонжеронах и стойках фюзеляжа. При очень малых размерах стойки могут прогнуться от натяжения проволоки или их может повести от сырости. Те размеры стоек, которые указаны на черт. № 31, пришлось немного увеличить, так как получался прогиб их от натяжения проволок. Размеры эти увеличены на 10 мм. Повидимому, при длине стоек около одного метра размеры их не должны быть меньше 30—35 мм.

Конструкции некоторых креплений.

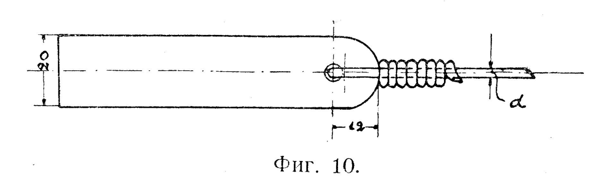
Узлы крепления стоек и распорок в хвостовой части были сделаны наиболее простыми, именно—без всякого башмака стойка держалась только трением и упертым в торец болтом; таким образом, железки служили только лишь для крепления проволок. Такая конструкция получается очень легкой и, кроме того, просто выполнимой—нет никакой сварки. При массовом производстве эти узлы можно просто штамповать.

Подбор проволок и толщины ушков.

Крепления проволок к железкам обычно производятся загибом проволоки, на который надет кулон. Загиб проволоки ослабляет прочность проволоки в ушке и тем сильнее, чем толще проволока. Проволока толще 4-х мм в аэропланостроении не употребляется и заменяется троссом или в последнее время штангами с нарезкой. Загнутое ушко проволоки продевается в дыру в пластинке, которое уже крепится болтом или иным путем к лонжерону или стойке.

При подборе диаметра проволок мы встретились с затруднением вследствие неизвестности прочности креплений и трудности их расчета, а между тем загиб проволок довольно значительно ослабляет самые проволоки, кроме того проволока может врезаться в пластинку. Ни в литературе, ни в протоколах наших лабораторий нам не удалось найти указаний относительно выбора креплений проволок (некоторые данные, но больше теоретического характера, приведены в книге—Pippard and Pritchard „Aeroplane Structures“ (Longmans 1919), поэтому было предпринято испытание креплений проволок в Секции испытаний материалов ЦАГИ, при чем изготовление образцов производилось на Госавиазаводе № 5 в обычных заводских условиях.

Образцы были сделаны следующих размеров: стальная пластинка шириной 20 мм и различной толщины; один конец закруглен радиусом 10 мм, дыра диаметром 6 мм просверлена отступя 2 мм от центра, следовательно, расстояние центра дыры от конца 12 мм; в дыру вставлен стальной пистон, в который пропущена петля проволоки (фиг. 10).

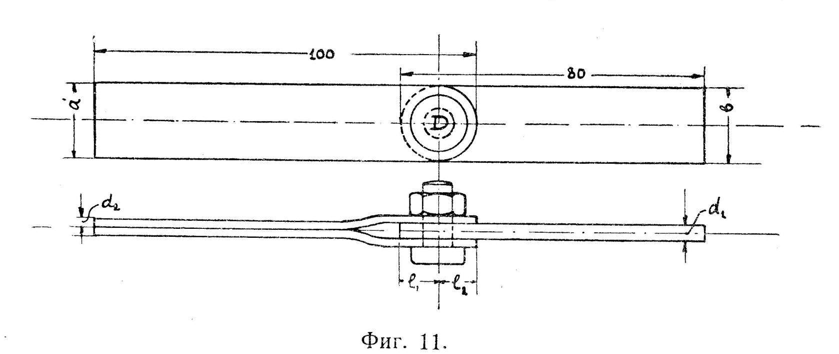


Фиг. 10.

Расположение дыры и вставление пистона обусловлены следующими причинами. Как показали предыдущие испытания, если сверлить дыру в центре закругления, то всегда разрываются ушки в одном месте— в конце петли, поэтому ширина ушка здесь и усилена на 2 мм. Присутствие пистона необходимо, так как иначе получается чистый срез пластинки проволокой, и прочность крепления значительно понижается.

Всего было произведено 16 испытаний, результаты которых приведены в таблице XIV. Мы видим, что заметное начало разрушения происходит приблизительно при половине разрушающей нагрузки. В таблице XV приведено испытание свободной проволоки, просто зажатой в клещи машины. Для сравнения прочности крепления с прочностью свободной проволоки в таблице XVI приведено наивыгоднейшее сочетание размеров пластинки и диаметра проволоки, их прочность и прочность свободной проволоки таблицы XV. Таблица XVI и может служить основанием для выбора соотношений размеров крепления. По этой таблице нами и подбирались проволоки и толщина пластинок, при чем ширина пластинок была взята такая же, как и при испытании, т.-е. 20 мм.

Кроме того, было произведено еще испытание сочленения двух пластинок, соединенных болтом; такое крепление встречается в концах труб и т. п. На фиг. 11 дан рисунок образца, а в таблице XVII—



Фиг. 11.

результаты испытаний. Подбор креплений труб, как например, в узле № 1, 12 и 3, делался по таблице XVII.

Таблица XIV.

№№ испытан.	Толщина пластинки.	Диаметр проволоки.	Нагрузка.	Примечания
27	2.3	2.5	280	Начинает врезаться проволока.
			420	Кулон доехал до конца.
			450	Разгибается загиб.
			660	Разгибается загиб и проволока вылезает из кулона.
28	3.0	2.5	300	Проволока врезается в пистон.
			600	Кулон доехал до конца.
			630	Разрыв проволоки в ушке.
29	3.0	2.5	250	Начинает врезаться проволока.
			600	Кулон доехал до конца.
			620	Разрыв проволоки в ушке.
30	3.0	3.0	450	Начинает врезаться проволока.
			500	Кулон поехал.
			780	Кулон доехал до конца.
			850	Разрыв проволоки в ушке.
31	3.5	2.5	300	Врезается проволока и поехал кулон.
			400	Кулон доехал до конца.
			620	Разгибается загиб.
			660	Разрыв проволоки в кулоне.
32	3.5	2.5	300	Врезается проволока.
			400	Поехал кулон.
			490	Кулон доехал до конца.
			600	Разгибается загиб.
			610	Загиб выходит из кулона.
33	4.0	3.0	400	Врезается в пистон проволока.
			700	Кулон едет.
			950	Кулон доехал до конца.
			950	Разрыв проволоки в кулоне.

№№ испытан.	Толщина пластинки.	Диаметр проволоки.	Нагрузка.	Примечания
34	2.5	3.0	450	Начинается врезание в пистон.
			500	Кулон поехал.
			730	Кулон доехал до конца. Сильное врезание в пистон.
			880	Разрыв проволоки в ушке.
35	2.2	2.5	300	Начинается врезание в пистон и едет кулон.
			460	Кулон доехал до конца.
			550	Разгибается загиб.
			600	Разрыв проволоки в ушке.
36	3.0	3.0	400	Начинается врезание и едет кулон.
			600	Края проволоки уперлись в пластинку.
			900	Кулон доехал до конца.
			920	Разрыв проволоки в ушке.
37	2.5	3.0	400	Кулон едет и начинается врезание.
			700	Кулон доехал до конца.
			860	Разрыв проволоки в ушке.
38	2.5	2.5	150	Натягивается петля.
			300	Врезается в пистон.
			400	Кулон доехал до конца.
			550	Разгибается загиб.
			570	Разрыв проволоки в ушке.
39	4.0	3.0	200	Натягивается петля.
			400	Врезается в пистон.
			930	Разрыв проволоки в кулоне.
40	3.5	3.0	400	Врезание пистона и натягивается петля.
			920	Кулон доехал до конца.
			920	Разрыв проволоки в кулоне.

№№ испытан.	Толщина пластинки.	Диаметр проволоки.	Нагрузка.	Примечания
41	3.5	3.0	200	Проволока натягивается.
			450	Врезание в пистон.
			930	Кулон дошел до конца.
			930	Разрыв проволоки в кулоне.
42	2.5	2.5	200	Натягивается петля.
			300	Врезание в пистон.
			420	Кулон дошел до конца.
			570	Начинвется разгибаться загиб.
			610	Разрыв проволоки в ушке.

Таблица XV.

№№ испытания	Диаметр проволоки	Разрывающая нагрузка
139	2.5	800
140	2.5	880
141	3.0	1160
142	2.5	870
143	2.5	870
144	3.0	1150
145	3.0	1160
146	2.5	870
147	3.0	1160

Таблица XVI.

Диаметр проволоки	Толщина пластинки	Разрывающая сила	Разр. сила свободной проволоки
2	1.5	360—380	—
2.5	2.0	520	870
3.0	2.0	580—630	—
3.0	2.5	850	1100
3.5	3.0	950	—
3.7	3.0	1100	—

Таблица XVII.

№№ испыт.	d_1	d_2	a	b	D	l_1	l_2	P	Примечания
56	2.3	*1.1	20	20	8	8.5	8.5	80	Разгибается загиб.
								950	Разрыв сбоку ушка тонкой пластинки.
57	2.2	*1.0	„	„	6	9.5	9.5	650	Разгибается загиб.
								700	Начинает сминаться и свертывается тонкое ушко.
								935	Разрыв в тонком ушке.
58	2.1	*1.1	„	„	7	8.5	8.5	600	Разгибается загиб.
								800	Разрыв сбоку тонкого ушка.
59	2.2	*1.3	„	„	6	9.5	9.5	500	Разгибается загиб.
								850	Смялось одно тонкое ушко и разрыв тонкого ушка сбоку.
60	*2.8	1.6	„	„	8	8.3	8.3	1000	Разгибается загиб.
								1180	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
61	*2.8	2.0	„	„	8	8.7	8.7	1185	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
62	*2.7	2.0	„	„	8	8.4	8.4	1205	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
63	*2.8	1.7	„	„	10	7.7	7.7	995	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
64	*2.8	2.0	„	„	10.5	7.5	7.5	1120	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
65	*2.7	1.9	„	„	6.0	9.5	9.5	1325	Срез толстой пластинки и разрыв ее сбоку.
66	*2.8	2.0	„	„	6.0	9.5	9.5	1452	Срез толстой пластин.
67	*2.7	2.0	„	„	10.0	7.8	7.8	1150	Начинает образовываться шейка сбоку петли.
								1140	Разрыв сбоку проушины.

Примечание. Звездочками обозначены разрывы соответствующих деталей.

№№ испыт.	d_1	d_2	a	b	D	l_1	l_2	P	Примечания
68	*2.8	1.5	20	20	10.0	7.6	7.6	1185	Разрыв толстой пластинки сбоку в ушке.
69	*2.5	1.5	„	„	8.0	8.5	8.5	1242	То же.
70	4.0	2.0	„	„	*6.0	9.5	9.5	1850	Срезался болт у гайки.
71	4.0	2.0	„	„	*6.0	9.6	9.6	1845	Срезался болт у головки у толстой пласт.
72	4.0	*2.0	„	„	8.0	8.7	8.7	2105	Срез тонких пластинок и разрыв обоих ушков сразу.
73	*4.0	2.0	„	„	8.0	8.3	8.8	2095	Разрыв сбоку в ушке толстой пластинки.

Примечание Звездочками обозначены разрывы соответствующих деталей.

Испытание дерева.

Перед расчетом деревянных частей как фюзеляжа, так и крыльев нами было произведено испытание дерева, из которого предполагался строиться самолет. Испытание производилось на изгиб, а также на сжатие перпендикулярно волокнам и по волокнам. Результаты этих испытаний приведены в таблице XVIII.

Кроме того, так как приходится иногда пользоваться склейкой длинных деревянных брусков, то было произведено также испытание склеек, обмотанных и не обмотанных лентой. В таблице XIX приведены результаты этих испытаний. Как видно из таблицы, обмотка лентой не дает никаких преимуществ; на ленту можно смотреть лишь как на предохранение от сырости.

Сорт дерева, принятый для самолета.

Согласно произведенным испытаниям нами была принята для конструкции самолета орегонская и простая сосна. Ясень дает почти такие же результаты, но зато вес его значительно больше. Лонжероны фюзеляжа изготовлялись из орегонской сосны, а стойки и другие мелкие части из простой сосны. Из сосны же делались крылья и оперение. Ясень был употреблен лишь для костыля и главной стойки шасси.

Таблица XVIII.

Испытание дерева.

На изгиб.

№ испыт.	Сорт дерева	Модуль сопротивл. см^3	Ломающ. усилие kr	Времен. сопротивл.	Примечания
1	Спрус	9.2	420	420	
2	„	—	330	825	
3	„	4.45	340	895	
4	Сосна.	4.67	395	980	
5		4.18	380	995	
6	Ясень	4.81	280	681	Дерево очень плохого качества.
7	„	4.7	280	699	То же.
38a	Орегонск. сосна . . .	1.26	50	900	Волокна направлены вертикально.
38в	„ „ . . .	1.26	86	760	То же.
38c	„ „ . . .	1.31	108	927	Волокна направлены горизонтально.
39a	„ „ . . .	1.3	50	865	То же.
39в	„ „ . . .	1.3	102	884	То же.
39c	„ „ . . .	1.3	120	1040	То же.
40	Сосна	1.51	64	950	Волокна направлены вертикально.
41	„	1.31	56	962	То же.
	На сжатие.	Площадь.			
20	Спрус.	—	1740	435	
21	Сосна	—	1540	405	
22	Спрус.	—	1720	412	
23	Сосна	—	1520	410	
24	Спрус.	—	120	33.4	Перпендик. волокнам.
25	Ясень.	—	2000	500	

На сжатие.

№ испыт.	Сорт дерева	Площадь.	Ломающ. усилие	Времен. сопротивл.	Примечания
26	Спрус.	—	1100	305	
27	Ясень.	—	490—900	123—231	Перпендик. волокнам.
28	Сосна.	—	140—150	35	То же.
29	Спрус.	—	1810	452	
30	„	—	250	62	Перпендик. волокнам.
31	Ясень.	—	1970	493	
32	„	—	480-1000	120—250	Перпендик волокнам.
33	Орегонская сосна . .	4.01	180	44,3	Перпендик. волокнам.
34	„ „ . .	3.9	2050	526	
35	Сосна.	3.94	1800	456	
36	„	4.04	160	39.6	Перпендик. волокнам.
37	Орегонская сосна . .	3.96	2380	600	
46	Ясень.	4.04	2200	545	
47	„	4.06	2205	544	
48	„	4.00	400—900	100—225	Перпендик волокнам.
49	„	3.96	2220	95—560	Перпендик. волокнам.

Таблица XIX.

Испытание на изгиб. Материал: сосна.

№ испытания	Момент сопротивл.	Разруш. груз	Разруш. напряж.	Примечания
8	2.1	270	755	Обмотана лентой. Слом вне склейки
9	2.1	320	895	Излом в склейке.
10	2.1	400	1120	То же.
11	2.1	400	1120	То же.
12	2.04	350	1010	Излом вне склейки.
13	2.17	370	1000	То же.
14	2.4	300	734	Излом по склейке.
15	2.2	250	667	То же.

Испытание на сжатие.

	Площадь сечения			
16	8.85	4080	460	Излом вне склейки.
17	9.0	3000	334	Излом частью по скл., частью вне склейки.
18	8.85	3950	445	Излом вне склейки.
19	8.85	4220	478	Излом по склейке.

Примечание. Длина склейки варьировалась от 90 до 180 мм. Длина образца — 260 мм.

Форма фюзеляжа.

Фюзеляжу придавалась по возможности такая форма, чтобы лонжероны были прямолинейными, так как это значительно упрощает регулировку его. Таким образом, нижний лонжерон в месте стыка двух половин имеет угол, задняя же часть фюзеляжа изогнута лишь в последнем пролете.

Такая форма фюзеляжа не совсем удовлетворительна в аэродинамическом смысле, так как в местах резких переломов получаются срывы струй, поэтому все же лучше делать более плавные переходы.

ГЛАВА III.

Крылья.

Расположение и тип лонжеронов.

Расположение лонжеронов в крыле было принято следующее: передний лонжерон помещался на $^1/_4$ хорды дужки от переднего края, а задний на $^1/_3$ от заднего края. Такое расположение, выдержанное по всему размаху крыла, дало возможность поместить передний лонжерон в наиболее высокой части дужки, а заднему дать наибольшую высоту, не переходя за предел, когда на него будет действовать чрезмерно большая продольная сила от лобового сопротивления.

Ввиду того, что форма крыльев была выбрана трапецоидальной для приближения к эллиптической нагрузке, с одной стороны, и для уменьшения момента на консоли, с другой, лонжероны шли по крылу не параллельно, а под углом. Вначале предполагалось сделать переднюю кромку крыла лежащей в плане на одной прямой, но потом ее пришлось откинуть немного назад и сделать передний лонжерон в плане прямолинейным по всему размаху, задний же лонжерон все же пришлось крепить к фюзеляжу под углом (см. фиг. перед текстом). Хотя это также представляет некоторые конструктивные неудобства (сила сжатия на фюзеляжную часть действует под углом), но при данной форме крыла этого избежать нельзя.

Предварительный аэродинамический расчет был сделан, как выше указывалось, на дужке Геттингенской лаборатории № 436, но давать такой профиль по всему размаху не вполне рационально, так как при выбранном обрисе крыла нервюры все равно выходят все разные (с производственной точки зрения было бы лучше, если нервюры все имеют одну и ту же форму и взаимно заменяемы), а между тем, утоньшение крыла дает выигрыш как в лобовом сопротивлении (тонкая дужка дает меньшее лобовое сопротивление, чем толстая), так и в весе. Действительно, в переднем лонжероне полки весят 6.46 кг, а переклейка 8.8 кг, если же делать одинаковый профиль по всему крылу, то переклейка будет весить 9.55 кг, т.-е. утяжеление на 0.75 кг, а для двух лонжеронов (правый и левый)—1.5 кг. Конечно, это величина небольшая, но и ей брезговать не мешает, тем более, что при большей толщине дужки утяжеляются и нервюры. Между тем, как увидим ниже, моменты по краям (у фюзеляжа и на краю крыла) уменьшаются до

нуля и вообще в пролете между подкосом и фюзеляжем действует небольшой момент, тогда как сила сжатия довольно значительная. Поэтому площади полок здесь не уменьшаются; в консоли же она уменьшается путем сужения лонжерона. В первом варианте переднего лонжерона в пролете ширина лонжерона к фюзеляжу уменьшалась от 77 до 66 мм, но после испытания лонжерона она была оставлена постоянной и равной 77 мм. Толщина полок указана на черт. № 5, при чем верхняя полка, как действующая на сжатие, взята немного толще.

Высота заднего лонжерона в пролете между подкосом и фюзеляжем постоянна, а в консоли к краю уменьшается.

На основании сказанного был выбран в месте прикрепления подкоса профиль № 436, а по краям (у фюзеляжа и на конце крыла)— профиль № 428 Геттингенской лаборатории.

Ввиду большой высоты лонжеронов был принят тип коробчатый, как наиболее выгодный и простой в изготовлении. Во избежание же выпучивания переклейки была взята переклейка толщиной 4 мм, которая в переднем лонжероне подкреплялась вертикальными стоечками сечением 8 × 8 мм. При испытании лонжерона было заметно, что эти стоечки поддерживают переклейку и не дают ей выпучиваться. Это выпучивание может произойти только при значительных прогибах лонжерона, т.-е. больших нагрузках при малой его жесткости, поэтому я думаю, что более рационально делать толстые полки—порядка 35—40 мм, а переклейку ставить тонкую; тогда главное назначение переклейки будет не давать нарушиться устойчивости полкам. Таким же образом делает свои лонжероны Фоккер; у него толщина полок достигает 50 мм (Фоккер С. IV — у корня лонжерона), а толщина переклейки (на том же самолете на конце крыла) 1 мм. Но необходимо тогда ставить переклейку высокого качества, которая не имела бы первоначальной кривизны. Вес такого лонжерона, повидимому, был бы легче, так как, как мы видели, переклейка составляет довольно большую часть веса лонжерона.

Место крепления подкоса.

Место крепления подкоса находилось следующим образом. Вообще говоря, с точки зрения конструкции подкоса лучше подкос крепить возможно ближе к фюзеляжу, так как этим сокращается длина подкоса, а следовательно, и лобовое сопротивление, и подкос выходит легче. Так как его приходится считать, главным образом, на продольное сжатие, а критическая сила уменьшается обратно пропорционально квадрату длины, при пологом подкосе критическая сила сжатия лонжерона также уменьшается. Весь, следовательно, вопрос заключается в моменте консоли в месте прикрепления подкоса. Высота лонжерона здесь известна, так что приходится величину консоли искать пробами, исходя, с одной стороны, из наименьших выполнимых размеров конструкции лонжерона, а с другой—из опасения перетяжелить лонжерон.

Наименьшим размером в коробчатом лонжероне можно принять толщину полки на краю в 15 мм: при более тонкой полке нет уверенности, что переклейка будет хорошо прикреплена к полке (можно еще выфрезеровать полку до 10 мм толщины, но делать это можно с осторожностью, в особенности в широких полках). Исходя из этих соображений, у нас получилось, что подкос следует прикреплять в середине лонжерона.

Расчет лонжеронов.

При расчете крыла мы пользовались немецкой регламентацией прочности (см. Авиотехнические сообщения. Проф. Хопф. Бинт; Van Gries. Flugzeugstatik; N. A. C. A. Rep. № 143), заключающейся в следующем.

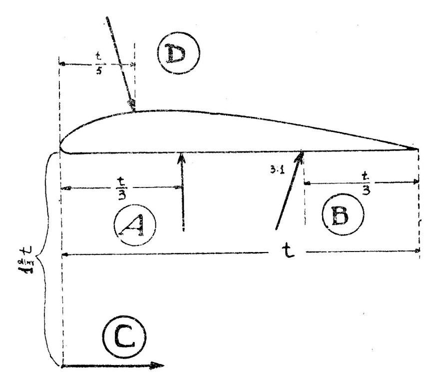
Рассматриваются четыре случая полета самолета:

Случай A. Выпрямление из планирующего спуска, угол атаки около 10°. Равнодействующая перпендикулярна хорде и расположена на $^1/_3$ крыла от переднего края.

Случай B. Планирование; угол атаки около — 1°. Равнодействующая наклонена к хорде крыла в отношении 3 : 1 и приложена на $^1/_3$ крыла сзади.

Случай C. Пикирование. Угол атаки около — 4°, — 5°. Момент с плечем, равным ширине крыла, помноженной на 1.6.

Случай D. Полет на спине. Угол атаки—7°,—8°. Равнодействующая направлена вниз с наклоном 4 : 1 и приложена на $^1/_5$ спереди крыла. Расположение сил иллюстрировано на фиг. 12, а перегрузки,



Фиг. 12.

предписанные регламентацией, даны в таблице XX, при чем наш самолет должен быть отнесен к 4 группе.

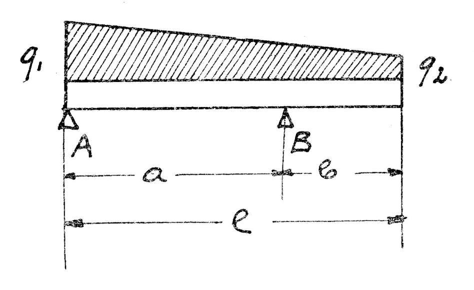
В виду того, что самолет имеет подкосы, которые вызывают сильный сжимающий эффект в части лонжеронов между точкой прикрепления подкоса и фюзеляжем, кроме того вследствие трапецоидальной формы крыла, нагрузка на лонжероны не равномерная, а меняющаяся по закону прямой линии; мы выведем формулу для определения

момента консольной балки, нагруженной неравномерной нагрузкой, а также сжимаемой между опорами.

Таблица XX.

Группа аэропланов.	Величина кажущегося увеличения веса, предписанная регламентацией при статическом расчете аэроплана.			
	A	B	C	D
1. Аэропланы с полным весом свыше 5000 кг	3.5	2.5	1.2	—
2. Аэропланы с полным весом в 2500—5000 кг. Полезная нагрузка 1800—2000 кг	4.0	2.5	1.5	—
3. Аэропланы с полным весом в 2500—4000 кг. Полезная нагрузка 800—1500 кг	4.5	3.0	1.75	2.5
4. Аэропланы с полным весом в 1200—2500 кг. Полезная нагрузка 400—800 кг	4.5	3.0	2.0	2.5
5. Аэропланы с полным весом в до 1200 кг. Полезная нагрузка до 400 кг	5.0	3.5	2.0	3.0

Рассмотрим сначала консольную балку на двух опорах без сжатия (см. фиг. 13). Нагрузка в каждом месте балки будет выражаться:



Фиг. 13.

$$q_x = q_1 - (q_1 - q_2)\,\frac{x}{l}.$$

Реакции опор будут следующие:

$$A = \frac{l}{2}(q_1 + q_2) - \frac{l^2}{6a}\,(q_1 + 2q_2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (1)$$

$$B = \frac{l^2}{6a}(q_1 + 2q_2), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (2)$$

а моменты для левой ветви:

$$M_x = \frac{x^3}{6l}(q_1 - q_2) - \frac{q_1 x^2}{2} + \frac{lx}{2}(q_1 + q_2) - \frac{l^2 x}{6a}(q_1 + 2q_2) \qquad (3)$$

$$M_A = O;$$

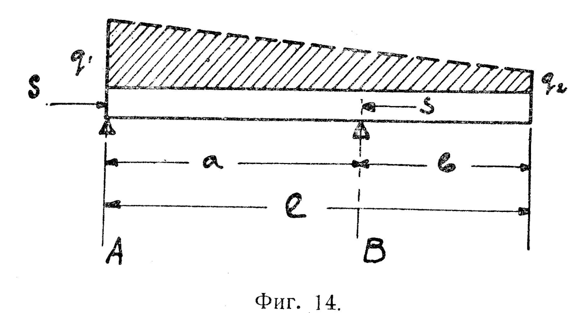
$$M_B = \frac{a_3}{6l}(q_1 - q_2) - \frac{q_1 a^2}{2} + \frac{al}{2}(q + q_2) - \frac{l}{6}(q_1 + 2q_2), \qquad (4)$$

а для правой ветви:

$$M_x = \frac{(b-x)^2}{6}\left[(q_a + 2q_2) - (q_a - q_2)\frac{x}{b}\right] \quad . \; . \; . \; . \; . \; (5)$$

(начало перенесено в точку B).

Рассмотрим теперь нагрузку балки применительно к нашему случаю (см фиг. 14).



Фиг. 14.

Дифференциальное уравнение упругой линии в этом случае будет:

$$M_x = Sy + \frac{x^3}{6l}(q_1 - q_2) - \frac{q_1 x^2}{2} + \frac{lx}{2}(q_1 + q_2) - \frac{l^2 x}{6a}(q_1 + 2q_2) = -EJ\,y''.$$

Частное решение этого уравнения будет:

$$y = \sin kx + \frac{q_1 x^2}{2S} - \frac{lx}{2S}(q_1 + q_2) + \frac{l^2 x}{6aS}(q_1 + 2q_2) - \frac{lx^3}{6lS}(q_1 - q_2) +$$

$$+ \frac{x}{lk^2 S}(q_1 - q_2) - \frac{q_1}{k^2 S},$$

а общий интеграл:

$$y = C_1 \cos kx + C_2 \sin kx + \frac{q_1 x^2}{2S} - \frac{lx}{2S}(q_1 + q_2) + \frac{l^2 x}{6aS}(q_1 + 2q_2) -$$

$$- \frac{x_3}{6lS}(q_1 - q_2) + \frac{x}{lk^2 S}(q_1 - q_2) - \frac{q_1}{k^2 S};$$

где

$$k = \sqrt{\frac{S}{EJ}}.$$

На основании граничных условий находим C_1 и C_2, так что уравнение упругой линии будет иметь вид:

$$y = \left\{ \frac{q_1}{k^2 S} \sin(ak - kx) + \left[\frac{q_1}{k^2 S} - \frac{q_1 a^2}{2S} + \frac{la}{2S}(q_1 + q_2) - \frac{l}{6S}(q_1 + 2q_2) + \right.\right.$$

$$\left.\left. + \frac{a^3}{6lS}(q_1 - q_2) - \frac{a}{lk^2 S}(q_1 - q_2) \right] \sin kx \right\} \frac{1}{\sin ak} + \frac{q_1 x^2}{2S} - \frac{lx}{2S}(q_1 + q_2) +$$

$$+ \frac{l^2 x}{6aS}(q_1 + 2q_2) - \frac{x^3}{6lS}(q_1 - q_2) + \frac{x}{lk^2 S}(q_1 - q_2) - \frac{q_1}{k^2 S}; \qquad (6)$$

Первая производная, т.-е. tg угла наклонения касательной будет:

$$y' = \left\{ -\frac{q_1}{kS} \cos(ak - kx) + \left[\frac{q_1}{k^2} - \frac{q_1 a^2}{2} + \frac{al}{2}(q_1 + q_2) - \frac{l^3}{6}(q_1 + 2q_2) + \right.\right.$$

$$\left.\left. + \frac{a^3}{6l}(q_1 - q_2) - \frac{a}{lk^2}(q_1 - q_2) \right] \frac{k}{S} \cos kx \right\} \frac{1}{\sin ak} + \frac{q_1 x}{S} - \frac{l}{2S}(q_1 + q_2) +$$

$$+ \frac{l^2}{6aS}(q_1 + 2q_2) - \frac{x^2}{2l}(q_1 - q_2) + \frac{1}{lk^2}(q_1 - q_2) \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (7)$$

Искомый момент выразится:

$$M_x = \frac{\frac{q_1}{k_2} \sin k(a-x) + \left[\frac{q_1}{k_2} - \frac{q_1 a^2}{2} + \frac{la}{2}(q_1 + q_2) - \frac{l^2}{6}(q_1 - 2q_2) + \right.}{\sin a k}$$

$$\frac{\left. + \frac{a^3}{6l}(q_1 - q_2) - \frac{a}{lk^2}(q_1 - q_2) \right] \sin kx}{} - \frac{q_1}{k^2} + \frac{x}{lk^2}(q_1 - q_2). \qquad (8)$$

Мы принимаем шарнирное крепление крыльев к фюзеляжу по следующим причинам. Если делать сплошное крыло, то сборка его, из-за большой тяжести, очень затруднительна; если же сделать жесткий узел крепления, то все же выгоды никакой не получится, так как присутствие в узле момента повысит эпюру моментов всего лонжерона, разгрузку же подкоса жесткое крепление дать не может вследствие малой жесткости лонжерона по сравнению с жесткостью подкоса. Кроме того, жесткий узел при неправильной сборке может дать нежелательное напряжение, точно так же как и изменение поперечного V крыльев тоже будет невозможно. Поэтому мы остановились на шарнирном креплении крыла, что, повидимому, наиболее рационально.

Расчет переднего лонжерона.

Передний лонжерон рассчитывается в случаях A, C и D.

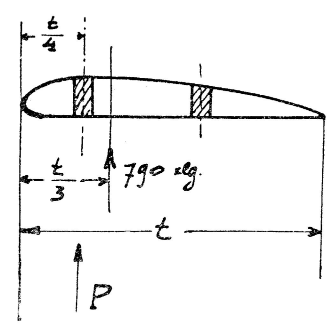
Случай A. Перегрузка 4,5.

При расчете крыльев необходимо принимать во внимание лишь общий вес без веса крыльев, так как крылья сами себя несут—нагрузка

от их веса распределена равномерно. Но ввиду того, что пассажирские самолеты допускают иногда перегрузку, мы примем на крылья полный вес самолета, именно 1 580 кг (1 580 кг есть расчетный вес, истинный вес самолета 1 670 кг).

Нормальная нагрузка на крыло

$$\frac{1\,580}{2} = 790 \text{ кг (см. фиг. 15)}$$



Фиг. 15.

$$P = 790 . \frac{4}{5} = 623 \text{ кг.}$$

$$P = \frac{q_1 + q_2}{2} . l = \frac{q_1 + q_2}{2} . 685; \qquad q_1 = 1.454\, q_2;$$

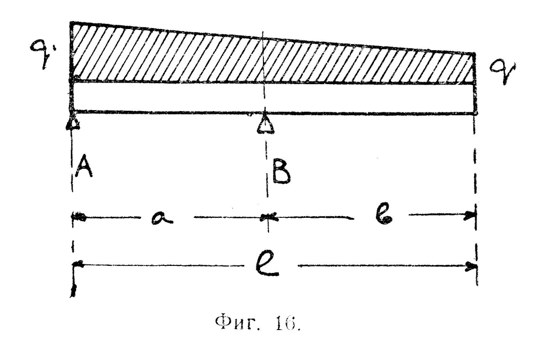
(ширина крыла у фюзеляжа 320 см, а на краю 220 см), следовательно:

$$q_1 = 1.09 \text{ кг/см}, \qquad q_2 = 0.75 \text{ кг/см}$$

или силы на погонный метр лонжерона с перегрузкой будут:

$$q_1 = 4.91 \text{ кг/см}, \qquad q_2 = 3.37 \text{ кг/см}.$$

По формуле (2) находим нагрузку на узел B (см. фиг. 16).

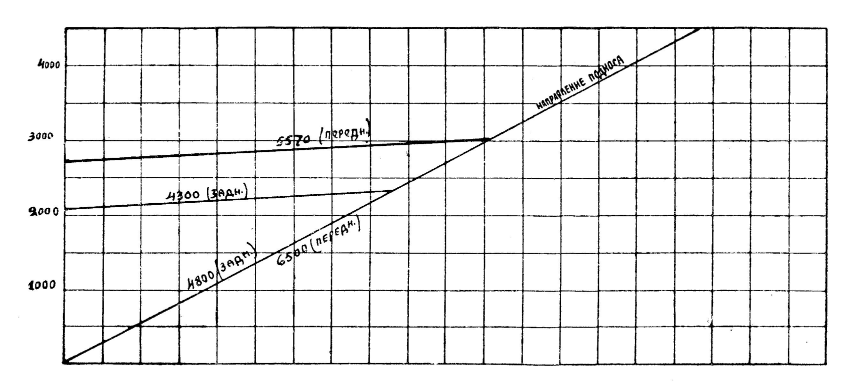


Фиг. 16.

$$l = 685 \text{ см.}$$

$$B = \frac{l^2}{6a}(q_1 + 2q_2) = 2\,650 \text{ кг} \qquad a = 342.5 \text{ см.}$$

По диаграмме фиг. 17 находим усилие по подкосу и по лонжерону равное 5570 кг, следовательно:



Фиг. 17.

$$S = 5570 \text{ кг}.$$

Момент инерции лонжерона принимаем равным $J = 4\,650 \text{ см}^4$ и постоянным по всей длине между опорами, так как в действительности он меняется сравнительно незначительно и большого влияния на эпюру моментов не окажет.

Таким образом:

$$J = 4650 \text{ см}^4$$

$$q_1 = 4.91 \text{ кг/см}$$

$$q_2 = 3.37 \text{ кг/см}$$

$$S = 5570 \text{ кг}$$

$$EJ = 4650 \,.\, 10^5$$

$$q_1 - q_2 = 1.54$$

$$q_1 + 2q_2 = 11.6$$

$$k^2 = \frac{S}{EJ} = 12.10^{-6};$$

$$k = 3{,}47 \,.\, 10^{-3}$$

$$q_1 + q_2 = 8.28$$

$$\frac{1}{k^2} = 8{,}33 \,.\, 10^4$$

$$\frac{q_1}{k^2} = 4{,}1 \,.\, 10^5$$

$$\frac{q_1 a^2}{2} = 2{,}88 \,.\, 10^5$$

$$\frac{la}{2}\left(q_1 + q_2\right) = 9{,}7 \,.\, 10^5$$

$$\frac{l^2}{6}\left(q_1 + 2q_2\right) = 9{,}1 \,.\, 10^5$$

$$\frac{a^3}{l}\left(q_1 - q_2\right) = 0{,}15 \,.\, 10^5$$

$$\frac{a}{lk^2}\left(q_1 - q_2\right) = 0{,}64 \,.\, 10^5$$

$$\frac{q_1 - q_2}{lk^2} = 0{,}00187 \,.\, 10^5$$

$$a\,k = 1.19 = 68°10'$$

$$\sin a\,k = 0.9283$$

$$\frac{M_x}{10^5} = 4.42 \sin k\,(a - x) - 1.442 \sin k - 4.1 + 0.00187\,x.$$

Это уравнение получается по формуле (8).

Отсюда имеем таблицу XXI.

Таблица XXI.

x	kx	k (a—x)	1.442 sin kx	4.42 sin k (a—x)	0.00187 x	$\frac{M_x}{10^5}$	M_x
50	0.174	1.017	0.251	3.77	0.0935	0.0145	1450
100	.347	.842	.490	3.30	. 187	— .123	— 12300
150	.520	.670	.719	2.75	. 275	— .356	— 35600
200	.690	.495	.923	2.10	. 374	— .703	— 70300
250	.869	.321	1.100	1.40	. 4675	—1.1525	—115250
300	1.040	.1475	1.244	0.65	. 561	—1.645	—164500
342.5	1.190	.0000	1.340	0.00	. 641	—2.119	—212000

Для консоли воспользуемся формулой (5) (начало координат в точке B):

$$M_x = \frac{(b - x)^2}{6}\left[(q_a + 2q_2) - (q_a - q_2)\,\frac{x}{b}\right].$$

Берем нормальные нагрузки:

$$q_1 = 1.09;\ q_2 = 0.75;$$

$$l = 685 \text{ см};$$
$$a = 342,5 \text{ см};$$
$$b = 342,5 \text{ см}.$$

$$q_a = q_1 - (q_1 - q_2)\,\frac{a}{l} = 0.92 \text{ кг/см}.$$

$$M_x = (b - x)^2\,[0.4030 - 0.0000825\,x].$$

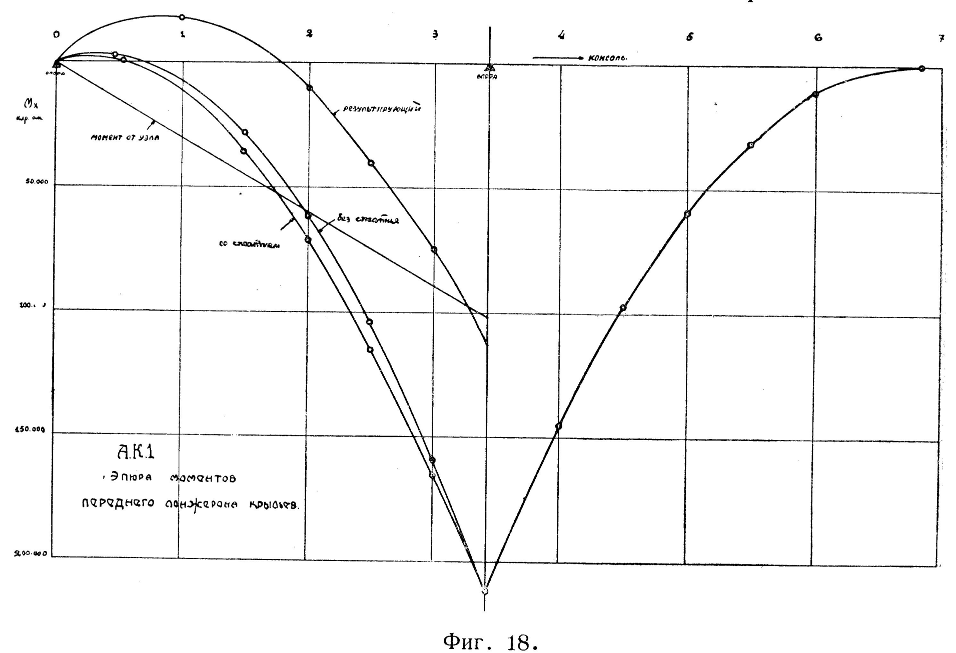
Имеем следующую таблицу XXII для значений моментов в консоли:

Таблица XXII.

x_0	x	$(342.5 - x^2)$	$0.0000825\,x$	$0.4030 - 0.0000825\,x$	M_x	$M_x \cdot Ф$
342.5	0	117.200	0	0.4030	47200	213.000
400	57.5	81.225	.00425	.3988	32400	145.600
450	107.5	55.225	.00887	.3941	21780	977.900
500	157.5	34.225	.0130	.3900	13350	60.000
550	207.5	18.225	.0171	.3859	7030	31.600
600	251.5	6.560	.0207	.3823	2510	11.300
650	307.5	1.220	.0254	.3776	460	2.070
685	342.5	0,000	0	0	0	0

В таблице XXI мы вели расчет лонжерона сразу на разрушающие нагрузки ввиду того, что в случае совместного действия изгиба и сжатия не приложим закон сложения сил. Но, с другой стороны, оперируя с разрушающими нагрузками, мы выходим из пределов применимости закона Гука. Для дерева, хотя и с некоторой натяжкой, можно принять, что закон Гука применим около разрушающих нагрузок, так как предел пропорциональности для дерева почти совпадает с разрушающей нагрузкой. В таблице XXII мы находили моменты для нормальной нагрузки и лишь результат помножали на перегрузку для удобства применения коэффициентов. Небольшое расхождение между соприкасающимися моментами в консоли и между пролетом (213,000 и 212,000) объясняется арифметической неточностью подсчета.

На диаграмме фиг. 18 даны эпюры моментов для левой и правой ветви лонжерона, но для левой ветви необходимо еще прибавить момент



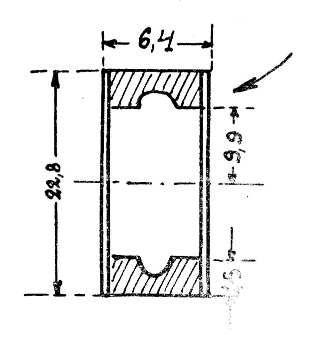
Фиг. 18.

от узла, вследствие эксцентричности прикрепления подкоса. Этот момент равен расстоянию центра крепящего болта до нейтральной линии лонжерона, помноженному на горизонтальную составляющую силы от подкоса, т.-е.

$$M_{уз.} = (14.8 + 3.5) \,.\, 18{,}3 \,.\, 5570 = 102.000 \text{ кг.см.}$$

На той же диаграмме фиг. 18 представлен результирующий момент.

Этот добавочный момент дает добавочную нагрузку на узел А, равную:



$$\frac{102.000}{342{,}5} = 297 \text{ кг.}$$

Таким образом, нагрузки на узлы будут:

$$B = 2650 \text{ кг;}$$

$$A = 200 + 297 = 497 \text{ кг.}$$

Фиг. 19.

Рассмотрим теперь напряжения в различных частях лонжерона. У правой ветви рассмотрим сечения на 5 м и на 3.7 м от фюзеляжа.

1. Сечение на 5 м (фиг. 19).

Рабочие формулы будут:

для нормального напряжения:

$$p_n = \frac{M.z}{J};$$

для касательных напряжений:

$$p_t = \frac{Q}{b_1 J_y} \left[\frac{bh^2}{8} - \frac{bh_1^2}{8} \left(1 - \frac{b_1}{b}\right) - b_1 \frac{z^2}{2} \right];$$

для главных напряжений:

$$p_{max} = \frac{p_n}{2} + \frac{1}{2}\sqrt{p_n{}^2 + 4p_t{}^2}.$$

Для места сопряжения стенки и полки $z = 9,9$. Момент инерции $J = 2320$ см^4.

$$Q = \frac{q_x + q_2}{2} \, 1.85 = 660 \text{ кг.}$$

$$p_n = \frac{6000}{2320} . 9,9 = 25.6 \text{ кг/см}^2.$$

$$p_t = 23.8 \text{ кг/см}^2.$$

$$p_{max} = 39.8 \text{ кг/см}^2.$$

$$(p_t)_{max} = 47.5 \text{ кг/см}^2.$$

Все эти напряжения допустимы.

2. Сечение на 3.7 м (см. фиг 20).

Момент в этом сечении:

$$M = 180.000 \text{ кг/м.}$$

$$J = 5397 \text{ см}^4$$

Для $z = 13$ см.

$$Q = \frac{q_x + q_2}{2} . 315 = 1170 \text{ кг.}$$

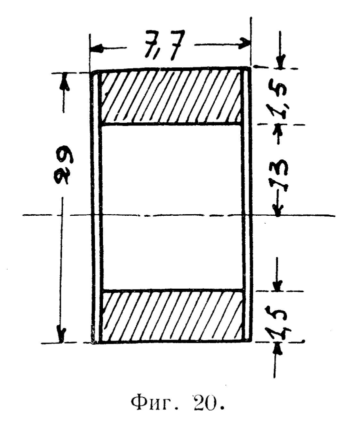
$$p_n = 438.5 \text{ кг/см}^2.$$

$$p_t = 41 \text{ кг/см}^2.$$

$$p_{max} = 435 \text{ кг/см}^2.$$

$$(p_t)_{max} = 62 \text{ кг/см}^2.$$

$$(p_n)_{max} = 485 \text{ кг/см}^2.$$

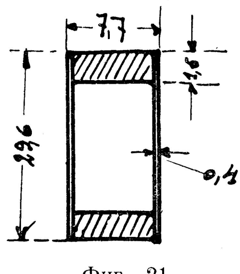


Фиг. 20.

Как видим, напряжения всюду не превосходят временных.

На левой ветви рассмотрим сечение на 3 м.

3. Сечение на 3 м (см. фиг. 21).



Фиг. 21.

$$M = 75.000 \text{ кг.см.}$$

$$J = 5830 \text{ см}^4.$$

$$F_{\text{полок}} = 7,7 \,.\, 3 = 23 \text{ см.}$$

$$(p_п)_{max} = 190 \text{ кг/см}^2.$$

Кроме того, силы сжатия дают напряжение:

$$p = \frac{S}{F} = \frac{5570}{23.1} = 241 \text{ кг/см.}^2$$

Общее напряжение будет:

$$p = 431 \text{ кг/см}^2.$$

Дальнейшие сечения мы рассматривать не будем, так как прочность их очевидна.

Что касается устойчивости лонжерона, то она сохраняется, так как для этого необходимо, чтобы $ak < n$ (см. „Об устойчивости конструкции аэропланов“. Н. Е. Жуковский. Труды расчетно-испытательного Бюро, вып. 5). В нашем случае $ak = 1.19$.

Случай С. В этом случае момент стремится вывернуть крылья. Так как самолет А. К. I. — пассажирский, то фигуры на нем производить нельзя, и поэтому случаи, относящиеся к фигурным полетам, мы значительно облегчили в расчете. Случай С предусматривает чистое пикирование, когда подъемная сила крыльев равна нулю; в нашем случае это происходит при угле атаки — 5°. Ясно, что пассажирский самолет даже и при какой-нибудь катастрофе не будет находиться в таком положении. Обычное пикирование наблюдается при меньших углах атаки.

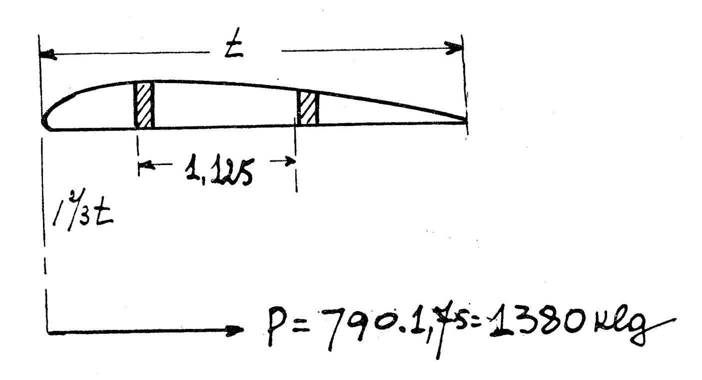
Случай С можно толковать двояко. Принимая плечо в 1.6 ширины крыла, можно прикладывать к нему силу, равную лобовому сопротивлению крыльев. С другой стороны, можно прямо находить момент скручивания крыльев по коэффициенту моментов.

В нашем случае, при $K_y = 0.0$, $K_x = 0.00083$, а вредное сопротивление $\frac{\sigma}{S}\, 0.08 = 0.00180$, т.-е. вредная поверхность воспринимает 68%, а крылья 32% общего сопротивления; следовательно, сила, приложенная к плечу, будет:

$$P = 1380 \,.\, 0,32 = 440 \text{ кг,}$$

$$\text{а момент } M = 2,7 \,.\, 1,6 \,.\, 440 = 1900 \text{ кг.}$$

(мы рассчитываем по среднему размеру крыла, где $t = 2.7$ м). Сила 1380 кг (см. фиг. 22) получилась, принимая перегрузку равной 1.75, т.-е. немного пониженную против регламентированной.

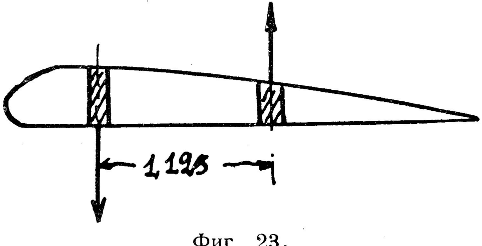


Фиг. 22.

Полученный момент принимаем за момент пары, и силы пары расположим по лонжеронам (фиг. 23). Таким образом, составляющие пары будут:

$$Q_{\text{пер.}} = -1690 \text{ кг},$$

$$Q_{\text{задн.}} = +1690 \text{ кг}.$$



Фиг. 23.

Следовательно, принимая указанные силы, мы получаем усилия на лонжерон меньшие, чем в случае А.

Определим теперь действительный момент, получаемый из диаграммы продувки дужки. При подъемной силе, равной 0, коэффициент момента профиля № 436 будет $C_m = 7$, или $K_m = 0.00438$, нагрузка на крыло выразится:

$$G' = G \cdot \frac{k_x}{k_x + 0.08 \frac{\sigma}{S}} = 1580 \cdot \frac{0.00083}{0.00263} = 500 \text{ кг}$$

или на одно крыло 250 кг.

Момент, вывертывающий крыло, определяется по следующей формуле:

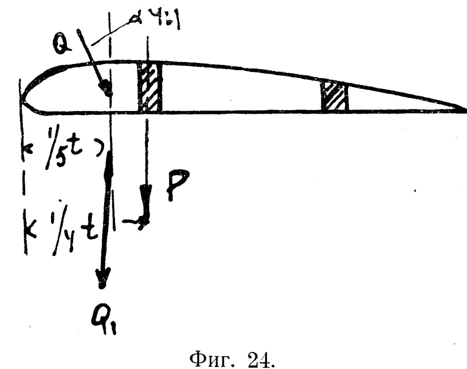
$$M = G' t \frac{K_m}{K_x} = 250 \cdot 2{,}2 \frac{0.00438}{0.00083} = 2900.$$

Усилия на лонжероны будут:

$$Q = \frac{2900}{1.125} = 2570 \text{ кг}.$$

В случае А мы имели нагрузку 2850 кг. В случае С перегрузок быть никаких не может, так как самолет в этом случае летит с предельной, критической скоростью, поэтому запас прочности можно

принимать очень небольшой. В нашем случае лонжерон, конечно выдержит и пикирование, так как напряжения в нем мы получали небольшие (порядка 450 кг/см²) при расчете случая А, целое же крыло обычно выходит более крепким, чем то получается по расчету.



Фиг. 24.

Случай D. Перегрузку в этом случае берем немного пониженную, так как самолет не предназначен для полета на спине, именно принимаем $\Phi = 2$ против 2.5, назначенных регламентацией. Расположение сил будет как на фиг. 24; tg угла наклонения равен 4, т.-е. $\mathrm{tg}\,\alpha = 4$, $Q = 790 \,.\, 2 = 1580$ кг, $\sin\alpha = 0.985$.

$$Q_1 = Q\sin\alpha = 1580 \,.\, 0.985 = 1560.$$

$$P = \frac{1560 \,.\, 12}{11} = 1700 \text{ кг.}$$

Эта сила меньше, чем для случая А, и поэтому лонжерон будет прочен.

Расчет заднего лонжерона.

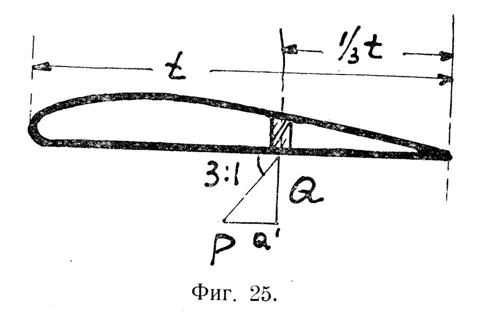
Задний лонжерон рассчитывается в случаях В и С.

Случай В. Перегрузка $\Phi = 3$. (См. фиг. 25).

$P = 790$ кг,

$Q = 750$ кг,

$Q' = 250$ кг.



Фиг. 25.

Усилия с перегрузкой будут:

$Q = 2260$;

$Q' = 750$ кг,

тогда

$$q_1 = 3.87 \text{ кг/см;}$$
$$q_2 = 2.67 \text{ кг/см.}$$

Реакция в опоре В:

$$B = 2100 \text{ кг.}$$

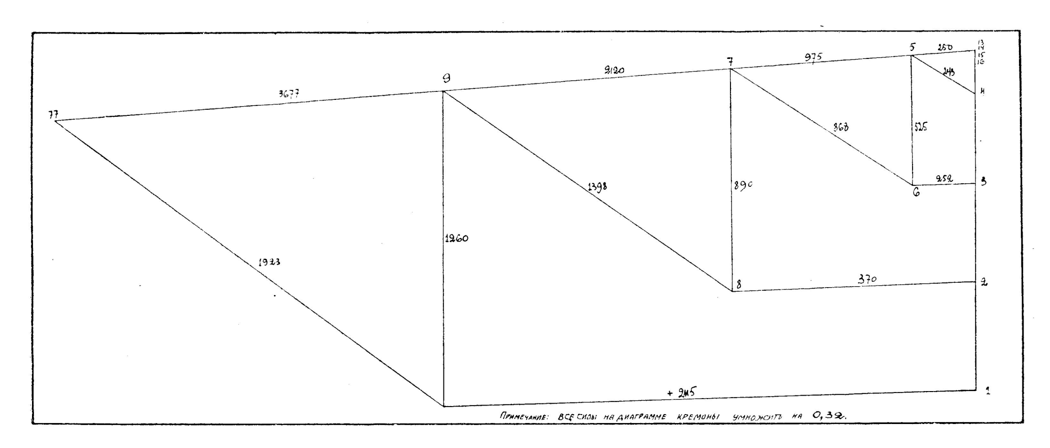
Реакция в опоре А:

$$A = 150 \text{ кг.}$$

Сила сжатия от подкоса по диаграмме фиг. 17 будет:

$$S = 4800 \text{ кг.}$$

Но вследствие наличия горизонтальной составляющей появится еще сила сжатия от силы Q′, которая дана на диаграмме фиг. 26.



Фиг. 26.

Мы ее принимаем постоянной и равной 1740 кг (в пользу прочности). Следовательно, полная сила сжатия будет такова:

$$S = 6540 \text{ кг}.$$

Находим момент от совместного действия изгиба и сжатия лонжерона по формуле (8):

$$k = 0.00477;$$
$$S = 6540 \text{ кг}.$$

Расчет произведен для $J = 2870$ см^4, тогда как у нас $J = 2610$, но это сильно не повлияет на изменение момента, так как жесткость лонжерона достаточна велика.

$$q_1 = 3.87 \text{ кг/см};$$
$$q_2 = 2.67 \text{ кг/см}.$$

$$\frac{M_x}{10^5} = 1.703 \sin k(a - x) - 0.2175 \sin kx - 1.7 + 0.000771\ x.$$

Имеем следующую таблицу XXIII значений момента между опорами.

Устойчивость лонжерона сохраняется, так как $ak = 1.634$.

Момент консоли определяем по формуле (5)

$$M_x = (342.5 - x)^2 (1.435 - 0.000146 \,.\, x).$$

Имеем таблицу XXIV.

Небольшое несовпадение моментов в опоре B в первой и второй таблицах произошло от неточности вычисления на счетной линейке.

На диаграмме фиг. 27 представлены найденные эпюры моментов. От подкоса в узле B создается момент, который равен:

Таблица XXIII.

x	kx	sin kx	k (a—x)	sin k (a — x)	1.703 sin k (a — x)	0.2175 sin kx	0.000771	M_x
50	0.239	.2360	1.400	.985	1.678	.0513	.0385	3475
100	.477	.459	1.160	.917	1.560	.0999	.0771	16280
150	.716	.6560	.920	.7955	1.355	.1427	.1156	37210
200	.955	.816	.680	.629	1.064	.1775	.1542	65930
250	1.194	.9299	.441	.4266	.725	.202	.1928	98420
300	1.432	.9904	.203	.2014	.343	.2153	.2313	134100
342.5	1.638	.9978	0	0	0	.2170	.264	165300

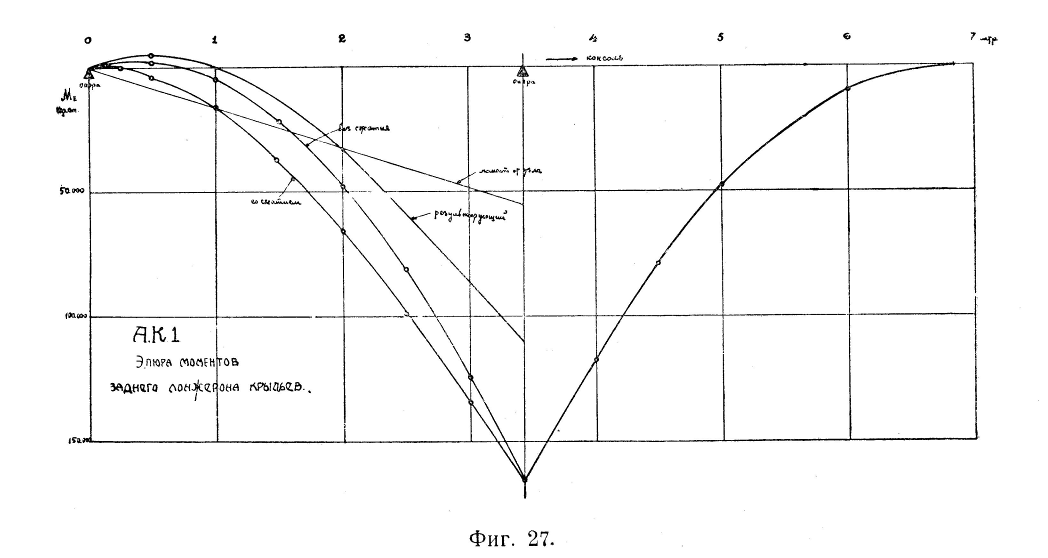
Таблица XXIV.

x_0	x	$(342.5—x)^2$	0.000146.x	1.435 - 0.000146 x	M_x
342.5	0	117.000	0	1.437	168.000
400	57.5	81.225	.00753	1.427	115.800
450	107.5	55.225	.0157	1.419	78.300
500	157.5	34.225	.023	1.412	46.400
550	207.5	18.225	.0303	1.405	26.000
600	251.5	6.560	.0366	1.398	9 140
650	307.5	1.220	.0448	1.39	1.696
685	342.5	0	0	0	0

$$(9.2 + 3.5)\,4300 = 55000 \text{ кг/см},$$

этот момент будет положительным.

Результирующий момент также нанесен на диаграмму—фиг. 27.



Фиг. 27.

От добавочного момента появляется сила на узел А:

$$\frac{55.000}{34.5} = 160 \text{ кг},$$

следовательно, окончательно нагрузки на узлы будут:

$$A = 310 \text{ кг};$$
$$B = 2100 \text{ кг}.$$

Рассмотрим теперь те напряжения, которые появляются в лонжероне.

Сечение на 3.2 м.

$$M = 92.000 \text{ кг. см};$$
$$J = 2620 \text{ см}^4;$$
$$F = 36 \text{ см}^2.$$

$$(p_n)_{max.} = \frac{97000}{2620} 9.2 = 340.$$

$$p = 340 + \frac{6540}{36} = 520 \text{ кг/см}^2.$$

Сечение на 3.6 м.

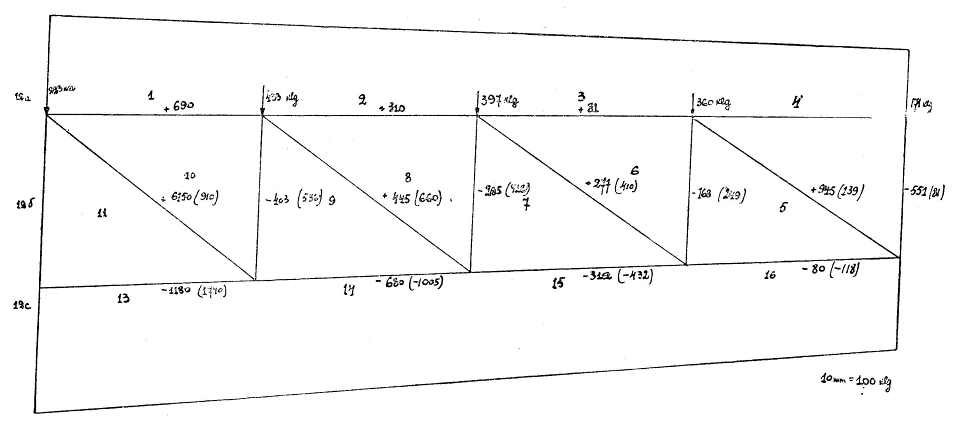
$$M = 150000 \text{ кг/см}.$$
$$J = 2620 \text{ см},$$
$$F = 36 \text{ см}^2.$$

$$(p_n)_{max.} = \frac{150000}{2620} 9.2 = 526;$$

$$p = 526 + \frac{462}{36} = 539 \text{ кг/см}^2.$$

$$(p_t)_{max.} = 212 \text{ кг/см}^2.$$

Напряжения не превосходят временных, и поэтому лонжерон будет прочен.



Фиг. 28. Усилия показаны разрушающие $\phi = 2$. Случай C. В скобках показаны нагрузки на задний лонжерон в случае B.

Случай C. Принимая плечо момента в 1.60 ширины крыла и силу равную сопротивлению крыльев, получим, как и в случае переднего лонжерона, усилие на задний лонжерон меньшее, чем в случае B. Если же рассчитывать лонжерон по моменту, получающемуся при чистом пикировании, то лонжерон будет слаб. Но самолет А. К. I. не предназначен для фигурных полетов и даже в самых критических моментах пассажирский самолет не может оказаться в положении чистого пикировании, — может быть только случай B, именно очень крутое планирование. Лобовое сопротивление, как видно из диаграммы фиг. 28, дает усилия тоже меньшие, чем случай B.

Расчет полотняной обтяжки.

Расстояние между нервюрами нами взято в 37.5 см. По немецким данным (см. Pröll. Flugzeugtechnik., стр. 281), для нагрузок в 40 — 50 кг/м² и расстоянии нервюр в 40 см напряжение полотна много меньше разрывающего, принимая 5 — 6-кратную перегрузку. В нашем случае (в действительном самолете) нагрузка на 1 м² — 44.5 кг, и, следовательно, полотно будет достаточно крепким.

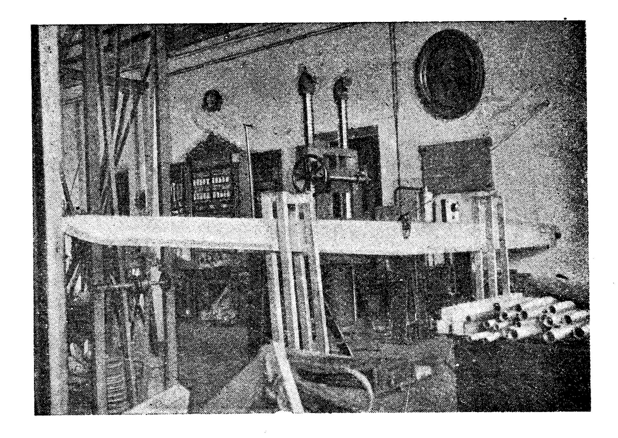
Нервюры.

Нервюры были приняты ферменного типа, как наиболее повидимому легкие при толстой дужке. Полочки были взяты размером 20 × 4 мм с выфрезерованной канавкой глубиной 1 мм для прикле-

ивания внутренней фермы; сама ферма была вырезана из 3-милиметровой фанеры, при чем в ответственных стержнях, как носок и стержни, близкие к лонжеронам, на переклейку набивались с каждой стороны брусочки сечения 5×8 мм. Расчет нервюры производился по диаграмме Кремона, при чем распределение нагрузок бралось в виде треугольника с вершиной на $^1/_3$ хорды, считая от переднего края; усилия распределялись 75% сверху и 25% снизу. Такое распределение не совсем правильно, и лучше распределять давление в виде треугольника с вершиной на переднем крае, но у нас было принято такое распределение из-за того, что, во-первых, самолет пассажирский и на нем не может быть предельных положений и, во-вторых, нервюры на самом деле выходят почти всегда крепче, так как их сильно укрепляет обтяжка полотна. Перегрузка на нервюры бралась как в случае А, т.-е. 4, 5-кратная. Сделанная по расчету нервюра с переклейкой в 4 мм была испытана, на нее встали 2 человека — один на носке, а другой в пролете—и она держалась вполне хорошо, поэтому дальнейшие нервюры были облегчены постановкой 3-мм. переклейки. Нам думается, что возможно даже было бы поставить 2-мм. переклейку без ущерба для прочности. Фоккер делает свои нервюры из 1-мм. переклейки, правда из материала высокого качества.

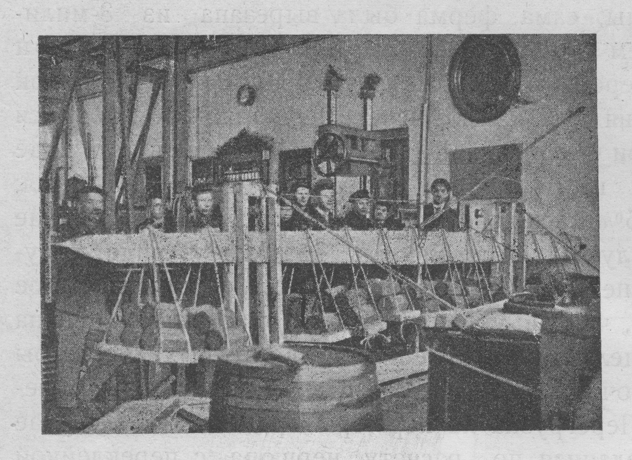
Испытание переднего лонжерона.

На самолете А. К. I. в России был впервые применен толстый лонжерон коробчатого сечения; опытов по этому вопросу нигде в литературе не было, и поэтому решено было испытать один лонжерон, именно передний, как имеющий высоту около 300 мм. Испытание производилось в тех условиях, в каких работает лонжерон на самолете, т.-е. с изгибом и сжатием. Опыт был поставлен в Механической Лаборатории Секции Испытания Материалов ЦАГИ. На фиг. 29 показано расположениэ всей установки; лонжерон был уперт в стену и подвешен на троссах за узел.



Фиг. 29.

Грузы по 25 кг каждый клались на платформы, которые на веревках подвешивались на расстоянии около 500 мм друг от друга (см. фиг. 30). Всего было 12 платформ. Для избежания выпучивания лонжерона в бока в тех местах, где в крыле имеются внутренние распорки (кроме среднего узла), были поставлены козелки, расчаленные веревками (фиг. 30).



Фиг. 30.

В среднем узле и на конце консоли были установлены рейки с миллиметровыми делениями для отсчетов прогибов.

Грузы клались на все платформы по возможности одновременно, прибавляя по одному на каждую платформу.

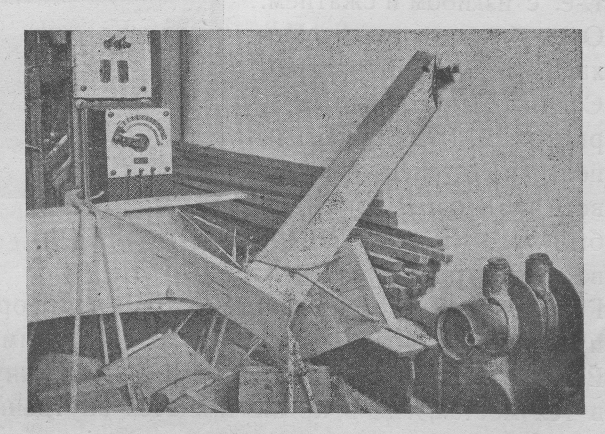
В следующей таблице XXV даны прогибы в зависимости от количества грузов.

Таблица XXV.

Число грузов на платформах.	Стрелы прогиба средняя.	Стрелы прогиба крайняя.	Чистый прогиб лонжерона консоли.
—	175.5	—	—
12	193	50	15
24	203.5	87.5	31
36	213	122.5	47.5
48	223	129.5	44
60	233	199	84

Излом произошел при шести грузах на 8 платформах, считая от стены, а на остальных по 5 грузов. Всего 68 грузов. Полная нагрузка $68 \times 25 = 1700$ кг.

Излом произошел в первом пролете от места прикрепления к стене от нарушения устойчивости лонжерона в боковом направлении (см. фиг. 31). В этом пролете действует очень большая сила сжатия лонжерона и повидимому козелок, который



Фиг. 31.

удерживал лонжерон в боковом направлении, немного отошел, отчего получилась небольшая боковая стрела прогиба, которая при большом продольном усилии и дала большой момент, от которого произошла утрата устойчивости. При таких испытаниях надо поэтому строго следить, чтобы направляющие брусья крепко стояли и не давали возможность лонжерону прогнуться в сторону.

Посмотрим теперь, какой запас прочности у нас получился для случая А.

Полная ломающая нагрузка на лонжерон у нас будет 1734 кг, где 1700 кг — грузы, 22 кг — вес лонжерона и 12 кг — вес платформ. Согласно общему расчету крыла, нагрузка на передний лонжерон для случая А будет 508 кг, следовательно, запас прочности будет:

$$\frac{1734}{508} = 3.4.$$

По регламентации требуется перегрузка 4.5.

В крыле — более жесткое крепление лонжерона, чем козелками, и, кроме того, большое количество нервюр не дадут так быстро утратить устойчивость, но все же, дабы не перегружать нервюры, в лонжероне для крыльев самолета немного увеличен момент инерции в боковом направлении. В опытном лонжероне ширина его от среднего узла к фюзеляжу уменьшалась с 77 до 66 мм, теперь же она оставлена постоянной и равной 77 мм.

Боковые планки, которые были прибиты внутри лонжерона к фанере, повидимому достигают цели, так как у нагруженного лонжерона была видна тенденция фанеры выпучиваться, которая однако удерживалась этими планками. Но все же повидимому выгодней делать толстые полки и тонкую фанеру, так как этим достигается большая жесткость лонжерона и более рационально используется материал.

Конструкция крыльев.

Наиболее трудной частью крыла было конструирование главного узла крыльев, именно крепления подкоса.

В виду большой толщины лонжерона в этом месте (около 300 мм) все детали этого узла выходили очень громоздкими. После трех вариантов мы остановились на простой скобе с обоймой, прикрепленной двумя болтами к лонжерону. (См. черт. № 5).

Из диаграммы фиг. 17 видно, что усилие по подкосу будет 6500 кг или, разложив силы, получим вертикальную слагающую в 2700 кг, а горизонтальную в 5570 кг. В виду эксцентричности действия силы создается момент $M = 20000$ кг/см, который дает добавочное усилие на болт в 2000 кг; таким образом, усилие на крайний болт будет:

$$\frac{2700}{2} + 2000 = 3350 \text{ кг.}$$

Крайний болт (ближе к краю крыла) имеет диаметр 15 мм и площадь $F = 176$ мм²; таким образом, напряжение от растяжения этого болта будет:

$$k_z = \frac{3350}{176} = 19 \text{ кг/см}^2.$$

Срезывающую силу мы распределим на оба болта (внутренний болт имеет $d = 10$ мм и $F = 78.5$ мм²); общая площадь среза обоих болтов $78.5 + 176 = 254.5$ мм; таким образом, напряжение от среза будет:

$$k_s = \frac{5570}{254.5} = 22 \text{ кг/мм}^2.$$

Предполагая для простоты возможность сложения обоих напряжений (если рассчитывать по сложному напряжению, то получается значение меньшее), получим напряжение в крайнем болте:

$$K = 22 + 19 = 41 \text{ кг/мм}^2.$$

Посмотрим теперь каково будет сжатие в краях обоймы, которая состоит из корытца толщиной 4 мм и самой обоймы толщиной в $1\frac{1}{2}$ мм, общая сжатая площадь выразится:

$$10 \times 5.5 + 15 \times 5.5 = 137 \text{ мм}^2$$

(здесь 10 — диаметр одного и 15—диаметр другого болта, а 3.5 — сумма толщин обоймы и корытца), и напряжения от сжатия:

$$k = \frac{5570}{137} = 40.5 \text{ кг/мм}^2$$

(мы распределяем усилие равномерно на оба болта, что верно только при правильной пригонке, но надо предположить, что когда такая сила подействует, то она немного сдвинет один из болтов и уравняет напряжение).

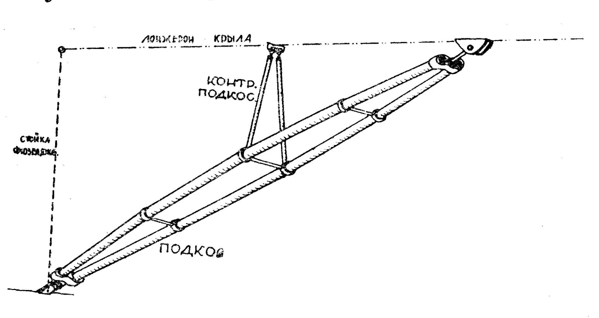
На самом деле сдвигающая сила будет немного меньше, чем 41 кг, так как обойма будет (хотя и немного) принимать на себя часть усилия. Обойма прикреплена к корытцу 6-ю заклепками диаметром 4 мм.

Задний узел сделан совершенно так же, как и передний (см. черт. № 5).

Подкосы крыльев.

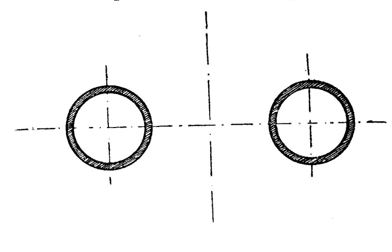
Подкосы должны рассчитываться главным образом на продольное сжатие, так как на растяжение они будут во всяком случае прочны. Конструкция подкосов представляет некоторые затруднения, так как приходится пользоваться круглыми трубами,— профилированных труб найти почти совершенно невозможно.

Для укрепления подкосов были установлены контрподкосы, которые давали возможность увеличить критическую нагрузку подкоса в 4 раза при одном и том же моменте инерции (см. фиг. 32). Контрподкосы крепились прямо к лонжерону, так как усилие на них очень небольшое.



Фиг. 32. Схема подкоса крыла.

Необходимо было придать подкосу такую форму, чтобы относительно продольной оси (по полету) его момент инерции был в 4 раза меньше, чем относительно поперечной оси. Если ставить рядом две круглых трубы (фиг. 33), то момент инерции их одинаков относительно обоих перпендикулярных осей, поэтому нами была принята фермообразная форма подкоса (см. черт. 257). Трубам давалась некоторая стрела прогиба в продольном направлении сечения подкоса, при чем между собой трубы укреплялись перемычками.


Фиг. 33.

Материал для труб был принят дуралюминий, который хотя и имеет небольшой модуль упругости (около 750.000), но при такой форме подкоса оказался довольно выгодным. Трубы были изготовлены Госпромцветметом по специальному заказу на заводе „Красный Выборжец“ в Ленинграде.

Расчет подкоса производился только по наименьшему моменту инерции при длине, равной половине длины подкоса.

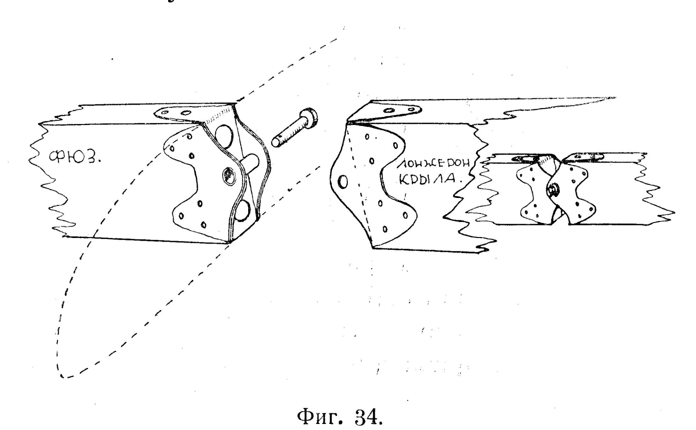
Концевые узлы были сделаны в виде очков, к которым и приклепывались трубы, каждая на 10 заклепках диаметром 5 мм (см. черт. № 257).

Так как испытаний на смятие кольчугалюминия не имелось, то было произведено испытание такой трубы, приклепанной таким же образом к стальной трубе. Нагружено было на нее 5 тонн и никакого подтека материала не наблюдалось. Дальше нагружать было нельзя, так как не хватало машины.

Крепление крыльев к фюзеляжу.

Крепление крыльев к фюзеляжу было осуществлено, как показано на черт. № 35. Одним из первых вариантов было крепление простыми скобами (см. фиг. 34), но на нем не пришлось остановиться потому, что предполагалось, что такое крепление выйдет слишком громоздким.

Главная трудность крепления шарниром высокого лонжерона заключается в том, чтобы передать более или менее равномерно силу с шарнира на полки лонжерона. В имеющемся креплении это было достигнуто посредством, во-первых, ковшеобразной обоймы и Т-образной деревянной калабашки, сделанной из твердого дерева (из американского ореха). Болт с ушком привинчивается к этой калабашке с обоймой и до окончательной сборки лонжерона вставляется в последний. Недостаток такого крепления заключается в том, что подтягивать этот болт в случае небольшой аварии затруднительно, а при ударах крыла о землю необходимость таких подтяжек может встретиться; правда, для этого можно не в ущерб прочности лонжерона проделать в переклейке дыры и через них подтягивать в случае надобности болты. Но во всяком случае мы считаем эту конструкцию не совсем удачной и предполагаем в дальнейшем употреблять крепление, показанное на фиг. 34. Это крепление, хотя и более громоздкое, но более надежное и удобное.



Фиг. 34.

В конструкции описанного узла были введены впервые в России дуралюминиевые болты, на первый раз в не очень ответственной части, именно для удерживания обоймы от отрыва от лонжерона.

Испытание дуралюминиевых болтов (из кольчугалюминия) было также произведено и дало хорошие результаты, но применение их в ответственных частях может будет допущено лишь после всестороннего их и массового испытания. В нижеследующей таблице XXVI даны результаты испытаний на разрыв кольчугалюминиевых болтов в Секции Испытания Материалов ЦАГИ. На эти испытания однако необходимо смотреть лишь как на первое приближение.

Сравним теперь эти болты со стальными болтами. (Табл. XXVII).

Мы видим, что стальные болты приблизительно на 35% крепче дуралюминиевых, но если принять во внимание, что дуралюминий в 2.8 раза легче стали, то будет ясно, что они выгоднее стальных. Но, с другой стороны, пока еще неизвестно, как они работают на усталость.

Таблица XXVI.

№ испытания.	Диаметр болта.	Разрывающая нагрузка	Примечания.
123	7	1120	Около 1100 болт потек у нарезки.
124	7	1110	„ 950 кг начало заметного удлинения.
125	7	1110	„ 750 „ „ „ „
126	7	1100	„ 800 „ „ „ „
127	7	1110	„ 800 „ „ „ „
128	7	1080	Болт короткий.
129	7	1040	„ „
130	7	1100	„ „
131	9.5	1760	На 1000 кг начало заметного удлинения, при 1700 резкое увеличение удлинения.
132	10	1830	Около 950 начало удлинения, достигшее около 3 мм при разрыве
133	10	1830	То же.
134	10.1	1840	От 900 до 1350 удлинение около 1 мм, а перед разрывом около 3—3, 5 мм.
135	10	1750	Удлинение заметно около 800 кг.
136	10	1820	То же.
137	5.5	545	
138	5.3	510	

Таблица XXVII.

Диаметр болта в мм	Разрывающие усилия в кг		%% отношения
	дуралюм. болты.	стальные болты	
5.5	540	850	35
7	1100	1400	21
10	1830	2800	35

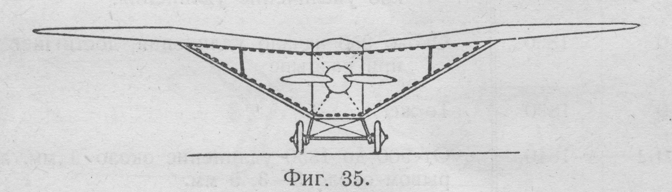
Испытанные болты были изготовлены из закаленного металла, нарезка нарезалась очень легко и вообще стружка с дуралюминия снимается очень хорошо.

Ложные лонжероны.

Ложные лонжероны, т.-е. те части лонжеронов крыла, которые находятся над фюзеляжем, сделаны совершенно так же, как и основные лонжероны; в них только пришлось поставить внутрь несколько калабашек для укрепления балочек верхнего бензинового бака и управления элеронами. Переклейка в них поставлена 4 мм, но мы считаем, что возможно вполне ставить 3 мм или даже 2 мм. Эти ложные лонжероны работают только на сжатие, при чем сила сжатия такая же, как и в основных лонжеронах. При посадке на них действует сила растяжения, и поэтому, чтобы в этом случае не оторвало от них узел, крепящий основные лонжероны, сквозь ложные лонжероны идут стальные штанги.

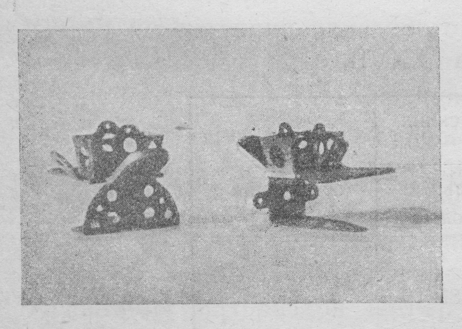
Крепление подкоса к фюзеляжу.

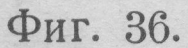
Общее крепление крыльев было осуществлено, как показано на схеме фиг. 35, в виде шпренгеля. Так как прикрепление подкосов



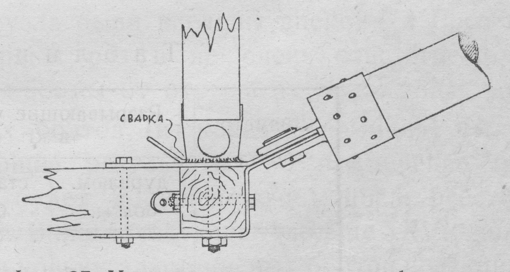
Фиг. 35.

к распоркам фюзеляжа представляет некоторые неудобства вследствие необходимости соединения металла с деревом на растяжение, то между узлами, к которым подходят подкосы, были поставлены стальные штанги; деревянные же распорки рассчитывались лишь на сжатие при давлении сверху крыла.





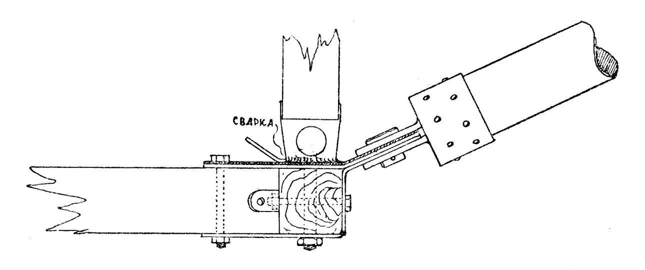
Фиг. 36.



Фиг. 37. Узел крепления подкоса к фюзеляжу. Стаканчик стойки приварен непосредственно к обойме узла.

Общий вид этих узлов представлен на фиг. 36. В первом варианте этот узел был исполнен, как показано на фиг. 37, но потом его пришлось изменить, так как приваривание стаканчика к основной ответственной силовой системе не рационально, и поэтому узел был сделан так, как показано на фиг. 38, т.-е. приварка стаканчика была

сделана к особой верхней пластинке толщиной 1.5 мм, так что верхняя накладка узла стала уже двойной. В ушке, где прикрепляется подкос



Фиг. 38. Узел крепления подкоса к фюзеляжу. Стаканчик приварен к наложенной сверху пластинке толщ. 1.5 mm, обозначенной штрихами.

все три пластинки завариваются только по бокам. В переднем узле на те же болты ставятся стаканчики для стойки шасси.

Элероны.

Выбор площади элеронов (точно так же, как и всего оперения) был сделан по статистическому методу (см. нашу „Таблицу характеристических величин самолетов“. Москва. 1922. Изд. Института И. В. Ф.). Элероны были сделаны узкими, но длинными, чтобы захватить большую часть крыла,—этим достигается большая интенсивность работы элерона. Но зато пришлось делать добавочный лонжерон, на который и привесить элерон. Для легкости боковые стенки этого лонжерона и лонжерона элерона имели круглые дыры в переклейке. В виду большой длины элерона, чтобы не перенапрягать лонжерон его на кручение, было сделано два рычага, к которым и прикреплялись дуралюминиевые трубы жесткого управления.

Внутренние растяжки крыла.

Наличие большой консоли заставило поставить внутренние растяжки двойными, при чем для достижения жесткости как всего крыла, так и в особенности консоли, растяжки шли по диагоналям.

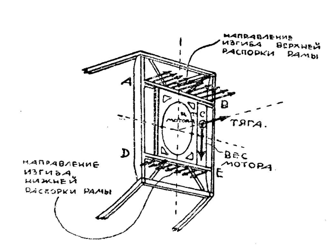
Вместо каждой коробчатой нервюры были поставлены две распорки, бока которых зашивались переклейкой 2 мм с большими вырезами.

ГЛАВА IV.

Моторная рама.

Всякая моторная рама должна быть, с одной стороны, прочна, а с другой—жестка, дабы сопротивляться вибрации мотора. Жесткость рамы обычно достигается введением в систему статической неопределимости; но в то же время для достижения легкости необходимо сконструировать такую схему рамы, чтобы она поддавалась более или менее точному и надежному расчету. В этих условиях и была сконструирована наша моторная рама [1]). Она состоит из основной лобовой рамы и подкрепляющих труб, которые идут из углов фюзеляжа к носку мотора. Эти последние трубы, как дающие статическую неопределимость, в основной расчет не вводились. Подкрепление этими трубами зависит от той натяжки, которая этими трубами дается, а так как эта натяжка зависит от сборки самолета, то лучше не вводить в расчет того, что неизвестно.

На фиг. 39 дана схема моторной рамы. Расчет производился, во-первых, на момент, который получается от эксцентрического положения центра тяжести мотора C, и, во-вторых, на силу тяги, тогда балки AB и DE испытывают, с одной стороны, горизонтальные, а с другой — вертикальные усилия. Сечение этих балок было сделано Z-образное и с просверливанием в стенке дыр для облегчения. Запас прочности берется пятикратный, что совершенно достаточно при таком методе расчета, так как статическая неопределимость значительно повышает прочность рамы. На фиг. 40 дан эскиз этой рамы. Стальные трубы A поддерживают основные балочки и придают всей раме большую жесткость, точно так же, как и уголки B. В общем рама вышла вполне прочная и легкая — вес ее 9.6 кг без передних труб. Без передних труб жесткость рамы была бы недостаточна, так как запас прочности будет недостаточен. Повидимому без статической неопределимости необходимо брать запас прочности около 10. Передние трубы, кроме поддержки мотора, служат так же

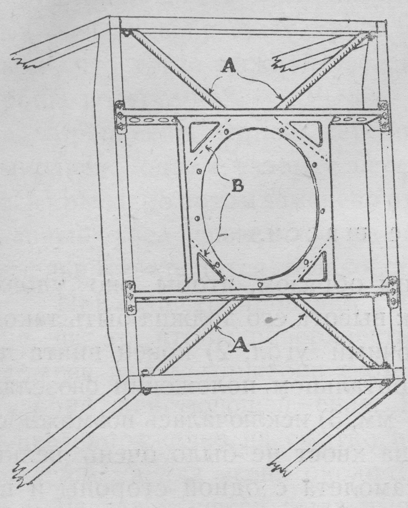


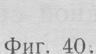
Фиг. 39. Моторная рама и схема распределения сил в ней.

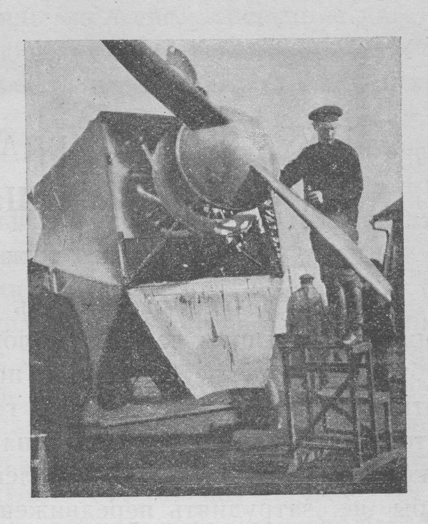
---

[1]) Конструкция моторной рамы была дана инженером Центрального Аэро-Гидродинамического Института А. М. Черемухиным.

для крепления капота. Материалом для рамы служила сталь 3.5-мм, а передние трубы были взяты размером 25×23 мм., при чем концы у них были сделаны регулирующимися.




Фиг. 40.


Фиг. 41.

Капот мотора.

Звездообразный мотор „Сальмсон“ неудобен тем, что свечи у него расположены со всех сторон и поэтому капот необходимо делать таким образом, чтобы при раскрытии он обнажал весь мотор. Наш капот, сделанный из 1 мм алюминия [1]), состоит из четырех частей, открывающихся в разные стороны. При закрытии отдельные части скрепляются между собой прутами; следовательно, чтобы раскрыть капот надо вытащить только четыре прута. На фиг. 41 показан капот в раскрытом виде. Спереди на винте надет колпак, который вместе с капотом дает плавные обтекаемые формы фюзеляжу.

В самом капоте сделаны отверстия для пропуска воздуха к мотору, дабы вентилировать закрытый совершенно мотор; к тому же под капотом находится сборный выхлопной коллектор, который при работе мотора очень сильно нагревается. Принятый через эти отверстия воздух выходит наружу снизу фюзеляжа. Для жесткости створки капота укреплены также алюминиевыми ребрами, без которых капот очень быстро разбалтывается и даже сминается. Петли капота сделаны также алюминиевыми, но лучше их делать медными, так как алюминиевые очень быстро расшатываются. Скрепление капота только четырьмя прутами совершенно достаточно, нет надобности делать какие-нибудь запорки или круговые троссы, спереди. Наш капот работает хорошо и до сих пор не показал в себе каких-нибудь недостатков.

---

[1]) В настоящее время капот сделан из кольчугалюминия и для жесткости створки его подкреплены профилями.

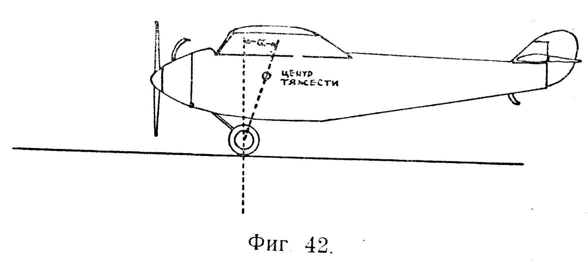
ГЛАВА V.

Шасси.

Расположение шасси.

Шасси следует располагать таким образом, чтобы оно удовлетворяло следующим четырем условиям: высота его должна быть такова, чтобы: 1) иметь необходимый посадочный угол, 2) конец винта при вертикальном его положении и горизонтальном положении фюзеляжа отстоял от земли не менее как на 300 мм, 3) исключалась возможность легкого капотирования и 4) давление на хвост не было очень велико, чтобы не затруднять передвижение самолета с одной стороны и при посадке не было бы подскакивания хвоста, что обыкновенно бывает с тяжелыми хвостами (большое давление на костыль).

В нашем самолете посадочный угол получился около 14°, а расстояние между винтом и землей было взято 300 мм. Что касается третьего условия, то здесь мы пользовались английским способом, именно, англичане по большей части характеризуют положение шасси по отношению к центру тяжести углом α (см. фиг. 42), который образуется в полетном положении самолета (средняя линия фюзеляжа горизонтальна) линией, соединяющей центр тяжести с осью колес и вертикалью. Угол этот в разных источниках указан разный, именно 9°, 14° (Andrews a. Benson. Aeroplane Design) и 20° (Pippard a. Pritchard. Aeroplane Structures). Принимая во внимание четвертое условие, мы выбрали этот угол в 12°. Повидимому это вполне рационально, так как самолет А. К. 1. в смысле расположения шасси вышел вполне удовлетворительно и на практике хорошо согласуется с выставленными четырьмя условиями.



Фиг 42.

Конструкция шасси.

Конструкция шасси нами выбрана типа D. H. 4 или D. H. 9, только немного модифицированная применительно к конструкции самолета (см. черт. № 63). Это шасси вполне испытанное у нас в России и

дает повидимому вполне удовлетворительные результаты. Кроме того, удачное расположение амортизации дает сравнительно малое лобовое сопротивление.

Стойки шасси — задние — сделаны из ясеня, а передние из стальных чечевицеобразных труб. Передние стойки сделаны потому стальными, что тогда нижний узел их крепления к задним стойкам выходит проще и легче.

Крепление задней деревянной стойки к фюзеляжу было вначале выполнено одним узлом с передней главной стойкой фюзеляжа и подкоса крыла, но потом заменено отдельным узлом, дабы при поломке шасси главный узел фюзеляжа не портился. Башмак стойки шасси сделан отдельно и крепится только общими болтами.

При конструировании стоек шасси необходимо обращать внимание на то, чтобы поверхность пят башмака стойки была достаточна, дабы не вмять лонжерон фюзеляжа, волокна которого идут перпендикулярно действующей силе. По нашим испытаниям дерева разрушающее напряжение на сжатие поперек волокон сосны равнялось около 40 кг/см^2, а для ясеня около 100 кг/см^2 (см. таблицу XVIII).

Расчалка шасси была выполнена вначале в виде одного переднего креста, но потом, по причинам указанным ниже, был добавлен второй крест в плоскости задних стоек.

Ось шасси и колеса применены от самолета D. H. 4, так как такие колеса очень легко достать и в случае поломки всегда могут быть заменены новыми.

Нормы расчета шасси.

Расчет шасси взошел уже в общую схему расчета фюзеляжа, но все же потом приходится проверять его отдельно, по особым нормам, так как шасси подвергается при посадке наибольшим сотрясениям. Мы пользовались вначале при расчете следующими немецкими нормами (см. проф. Хопф. Авиатехнические сообщения. Бинт).

Таблица XXVIII.

Случай.	Характеристика.	Перегрузка.
A	Односторонний толчек снизу . . .	6
B	„ „ спереди . .	4
C	„ „ сбоку . . .	0.6

По немецким нормам полагается, следовательно, при одностороннем толчке снизу (на одно колесо) запас прочности 6, что при расчетном весе самолета в 1580 кг выходило 9500 кг критической нагрузки

на заднюю стойку (на нее только в этом случае приходится располагать всю нагрузку — удар с поднятым хвостом). Это величина очень большая и вряд ли рациональная, так как при пересчетах стоек шасси D. H. 4 его ноги не выдерживают односторонней перегрузки в 6 раз. Нами была поэтому снижена критическая нагрузка до 8800 кг, что давало запас прочности 5.6, а при теперешнем весе самолета в 1650 кг дает 5.3, что, повидимому, вполне достаточно. Поверка на прочность передней стойки была сделана на случай удара с опущенным хвостом; нагрузка тогда распределяется уже на две стойки — переднюю и заднюю.

На удар спереди рассчитывается, главным образом, передняя стойка (узлы ее). Критическое разрывное усилие будет выражаться: $1580 \times 4 = 6310$, или при весе самолета 1650 кг — $1650 \times 4 = 6600$ кг.

Наконец, боковой удар по немецким нормам дает перегрузку в 0.6 от общего веса, и это величина, повидимому, немного малая. Расчалка шасси первоначально и была рассчитана на эту нагрузку, но при первом испытании самолета она оборвалась при боковом ударе, при чем обрыв произошел в месте крепления растяжки (срезался болт и погнулся валик крепящей вилки). Пересчет показал, что прочность соответствовала немецким нормам. Нам думается, что перегрузку при боковом ударе следует брать большую, именно равную весу самолета, т.-е. однократную.

В силу этого нами был поставлен второй крест в плоскости задних стоек шасси, что придало всему шасси большую жесткость.

Костыль.

Конструкция костыля нами была принята самого обыкновенного типа, которая ясна из прилагаемого чертежа (см. черт. № 47). Первоначально распорка фюзеляжа, к которой крепится нижний узел костыля, была сделана сосновая, но потом ее пришлось заменить ясеневой, так как в сосне узел этот разбалтывался.

Расчет костыля производился, исходя из давления на него в 164 кг; беря запас прочности 6, т.-е. перегрузку в 990 кг. Расчет костыля не представляет никаких особенностей, и поэтому мы на нем останавливаться не будем.

ГЛАВА VI.

Хвостовое оперение.

Конструкция.

Хвостовое оперение было сделано приблизительно по типу такового у самолета D. H. 4, в виду простоты его у этого самолета. Вместо проволочных растяжек были применены профилированные трубы, более удобные как в смысле установки, так и в смысле выдерживания всего стиля самолета.

У стабилизатора имеются два сквозных лонжерона, из которых задний коробчатый, а передний, представляющий из себя также лобовую коробку, выфрезерованный из одного куска желобчатого сечения

Профиль дужки стабилизатора симметричный, взятый со стабилизатора самолета D. H. 34, который, по данным испытания Лаборатории ЦАГИ, дал очень малое лобовое сопротивление.

Руль глубины имеет один коробчатый лонжерон, а задняя его кромка сделана из стальной овальной трубы размером $17 \times 8 \times 1$ мм. Толщина переклейки у лонжеронов, как стабилизатора, так и руля глубины — 2 мм, при чем в ней сделаны круглые дыры для облегчения. Ввиду того, что кабанчики пришлось поставить близко к внутреннему краю рулей глубины, дабы избежать сильного скручивания лонжерона, кроме обычных нервюр поставлены также косые нервюры.

Киль малого размера, дабы только немного разгрузить шарниры руля направлений, установлен на фюзеляже жестко, при чем он обит 2-мм. переклейкой (его вполне достаточно обить 1-мм. переклейкой, но таковой во время постройки самолета не оказалось).

Руль направлений с малой разгрузочной частью также имеет косую нервюру для придания ему большей жесткости, так как кабанчик его поставлен внизу — на уровне середины фюзеляжа.

Установка стабилизатора была применена постоянная, так как все переменные грузы расположены вблизи центра тяжести самолета. Применение же переменной установки стабилизатора очень громоздко и может принести пользу лишь для военных самолетов при полетах на больших высотах или с переменными грузами, сильно изменяющими балансировку самолета. При испытании А. К. I. все это вполне оправдалось — при самых невыгодных расположениях нагрузки давление на ручку было совсем ничтожное.

Расчет.

Расчет стабилизатора и руля глубины велся на разрушающую нагрузку 150 кг/м². По немецким нормам для самолета IV группы полагается нагрузка 180 — 200 кг/м², но эта нагрузка слишком велика и возможна только на петлевых военных самолетах.

Действительно, если примем нагрузку в 200 кг/м², то при моменте инерции нашего самолета в 712 кг/м/сек², принимая силу вдвое меньшую на хвост (т.-е. двойной запас прочности):

$$\frac{5.92 \times 200}{2} = \frac{1180}{2} = 600 \text{ кг},$$

получим момент:

$$M = 600 \times 6.5 = 3900 \text{ кг/м},$$

при чем угловое ускорение самолета от приложения этого момента будет:

$$\Theta = \frac{M}{I} = 5.5 \text{ сек}^2$$

или при принятом усилии самолет повернется вокруг своей поперечной оси через 1 сек. почти на целую окружность.

Если поставить условие, чтобы самолет поворачивался через 1 сек. на $^1/_4$ окружности, т.-е. на $\frac{\pi}{2}$ и запас прочности был 3, то получим [1]):

$$3 \times \Theta = 3 \frac{\pi}{2} = \frac{M}{712}, \text{ откуда}$$

$$M = 3350 \text{ кг.м},$$

что дает усилие на стабилизатор (вместе с рулями) 520 кг или на кв. метр — 88 кг. Таким образом, принятая нами нагрузка в 150 кг дает вполне достаточную надежность расчета.

Расчета лонжеронов из-за его простоты мы не приводим.

Руль глубины пришлось считать на скручивание на ту же нагрузку 150 кг/м² [на самом деле нагрузка на рули меньше, так как при повороте руля наибольшая нагрузка падает на стабилизатор (см. N. A. C. A. Rep. № 119)] вследствие близкого расположения кабанчика к краям рулей.

Расчет коробчатого не симметричного во всех направлениях лонжерона довольно затруднителен, поэтому был произведен лишь приближенный расчет.

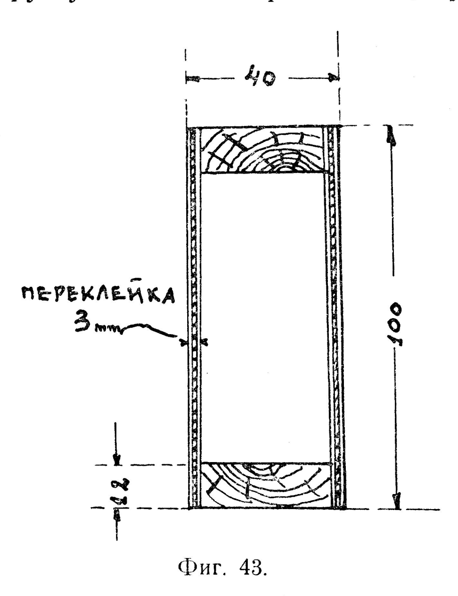
---

[1]) Необходимо смотреть на приведенную прикидку как на весьма грубое приближение, так как в действительности явление гораздо более сложно.

Приближенно для коробчатого сечения можно взять скручивающий момент по следующей формуле (см. Hütte, ч. I, стр. 626):

$$M = \frac{2}{9} \frac{b^3 h - b_0^3 h_0}{b} k_d = \frac{2}{9} \frac{4^3 . 10 - 3,4^3 . 7,8}{4} k_d = 18.5\, k_d \text{ (фиг. 43)}.$$

Принимая нагрузку на 1 кв. метр в 150 кг, при площади одного



Фиг. 43.

руля $S_{гл.} = 1.15$ м², получим нагрузку на руль 173 кг, или момент, принимая приложение силы на $^1/_3$ ширины руля (что дает даже запас):

$$M = 173 \times 34 = 5900 \text{ кг.см};$$

тогда напряжение получим:

$$k = \frac{M}{18.5} = 320 \text{ кг/см}^2,$$

что допустимо. Кроме того, присутствие нервюр, полотна и обвода придает еще большую жесткость всей конструкции.

Киль и руль направления на прочность не рассчитывались, так как они представляют почти точную копию с самолета D. H. 4.

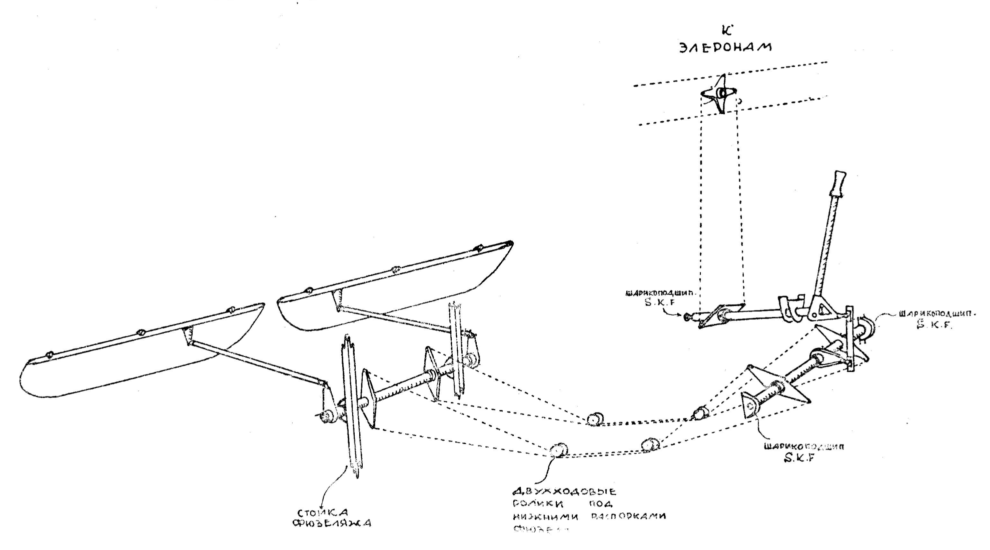
ГЛАВА VII.

Управление самолетом.

Тип управления.

На тяжелых машинах и машинах пассажирского типа удобнее бывает ставить штурвал, но нами все же была поставлена ручка по следующим соображениям: 1) управление ручкой выходит легче (по весу) и 2) летчики больше привыкли к ручке и поэтому при первом испытании будут лучше чувствовать себя на самолете.

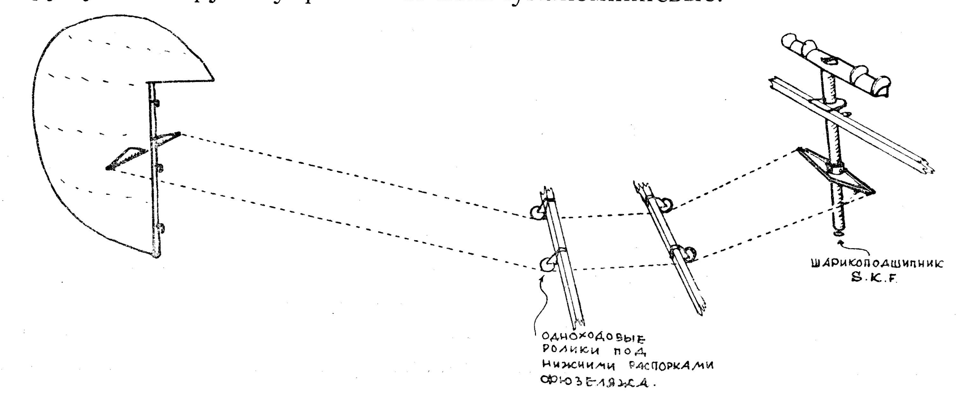
Одной из главных задач, поставленных нами при проектировании управления самолета А. К. I., было достижение возможно легкого управления — с минимальным трением. Для этого необходимо возможно укоротить проводку управления, с одной стороны, а с другой, применять возможно меньшее количество роликов, в особенности работающих под крутым углом.



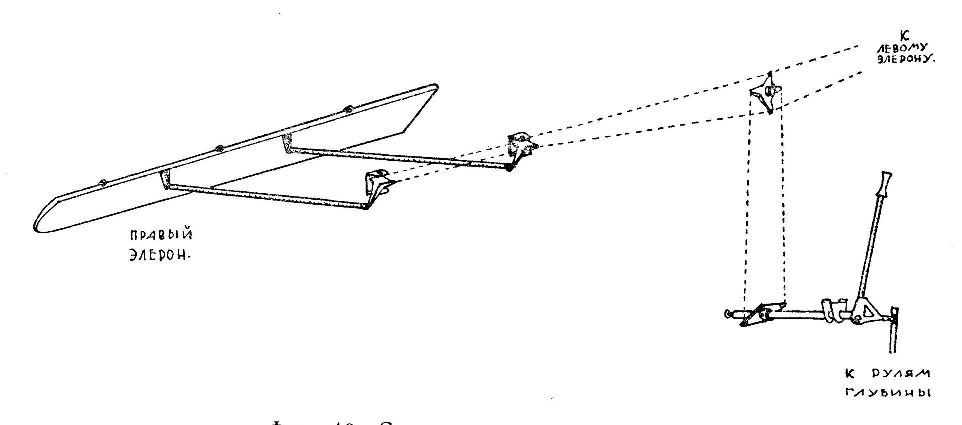
Фиг. 44. Схема управления рулей глубины.

На фиг. 44, 45 и 46 представлены схемы управлений, из которых ясно видна конструкция. Передача на большую длину сделана тросовая, так как в этом случае жесткая передача дает только лишнюю тяжесть, проводка же к рулям и к ручке сделана жесткая. Вся про-

водка управления заключена внутри самолета, нигде не выдаваясь наружу. Все трубы управления кольчугалюминиевые.



Фиг. 45. Схема управления руля направаения.



Фиг. 46. Схема управления элеронами.

При испытании самолета вполне оправдалось удобство легкого управления, — самолетом можно управлять одним пальцем [1]).

Расчет управления.

Расчет управления велся на нагрузку на рули в 150 кг/м^2, кроме элеронов, на которые нагрузка принималась 100 кг/м^2, при чем нагрузка на ручку при движении элеронами получалась 75 кг. Если летчик в боковом направлении может дать максимальное усилие даже в 35 кг (что весьма сомнительно), т.-е. в два пуда, то и тогда запас прочности получится двойной.

Большая трудность конструирования управления встречалась в местах соединений, где шпильки при заданной нагрузке приходилось ставить чрезмерно усиленными, тогда как на современных ходовых самолетах обычно ставится на месте крепления рычага к трубе одна

---

[1]) Легкость управления обусловливается, конечно, не только минимальным трением в шарнирах; но у самолета А. К. I. получилось также и легкое управление в полете.

пяти-шести-миллиметровая шпилька (самолеты Фоккер Ф. III, D. H. 34 и др.). Мы ставили две 4-мм. шпильки, при чем напряжение в них почти совпадало с допустимым при принятой нагрузке. Вообще говоря, немецкие нормы нагрузок на рули немного, повидимому, преувеличены, так как заставляют слишком усиливать крепление проводки, да к тому же, если исходить из наибольшей силы, которую летчик может приложить к ручке (обычно в продольном направлении не более одного пуда, а в боковом не более $^1/_2$ пуда), то запасы прочности получаются слишком большие. Управление пассажирских машин можно, повидимому, рассчитывать на меньшие усилия, чем те, которые предписаны немецкими нормами. Как показали полеты на самолете А. К. I., усилия на ручку получаются совсем незначительные и далеко не достигающие принятых при расчете, так что запасы прочности получаются очень большими.

ГЛАВА VIII.

Радиаторы.

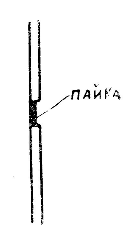
Выбор радиаторов.

На самолете А. К. I. были предположены к установке радиаторы Ламблена по следующим причинам: 1) эти радиаторы дают малое лобовое сопротивление и при том небольшом запасе мощности, который имеется на самолете, выигрыш в лобовом сопротивлении довольно ощутителен; 2) эти радиаторы занимают немного места и не портят общего вида самолета; 3) они вмещают сравнительно небольшое количество воды, что уменьшает мертвый вес самолета; 4) необходимо было испытать новый тип радиаторов, так зарекомендовавших себя с хорошей стороны в Западной Европе и употреблявшихся почти всеми аэропланостроительными фирмами.

Для этой цели было выписано из Франции 4 радиатора Ламблена, подбор типов которых для мотора „Сальмсон" был сделан инж. Б. С. Стечкиным. Получение этих радиаторов из-за границы сильно задерживалось, и поэтому было решено не дожидаться их прибытия, а начать строить свои по типу Ламблена.

Материалов по конструкции этих радиаторов в то время (весна 1923) было очень немного, имелось только краткое описание их в „Вестнике Воздушного Флота". Мы обратились к инж. Б. С. Стечкину с просьбой сделать расчеты этих радиаторов и дать их конструкцию, и по его чертежам (которые в периоде изготовления в мелочах немного нами изменялись) эти радиаторы были выполнены на том же заводе, где строился и самолет, благодаря стараниям заведующего медницким цехом тов. П. Ф. Курского.

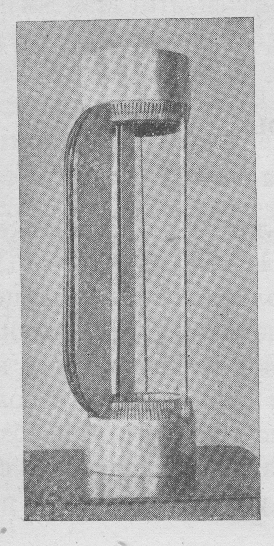
В виду применения в радиаторах типа Ламблена плоских тонких секций, во избежание выпучивания их, на секциях были сделаны вдавления (см. фиг. 47), которые припаивались к противоположной стенке. Так был изготовлен первый радиатор. На фиг. 48 представлена сборка радиатора, которая шла, начиная с внутренних секций. На фиг. 49 представлена сборка внешних секций.

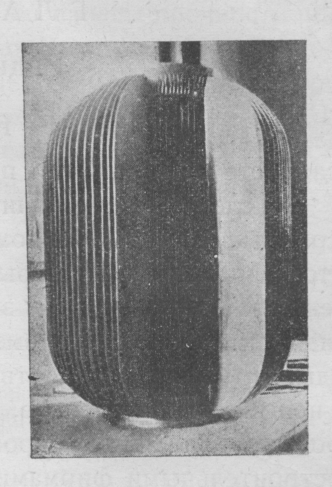


Фиг. 47.

При испытании этого радиатора оказалось, что при давлении в 2—3 м водяного столба припайка вдавлений секций отскакивает, и поэтому другой радиатор был сделан на заклепках, который и оказался вполне удовлетворительным.

Толщина меди в секциях была взята в 0.25 мм (латунь), но ее, повидимому, можно понизить до 0.15 — 0.20 мм с условием применения большего количества заклепок. Среднее расстояние между секциями бралось около 8 мм. Вес радиаторам вышел 21.4 кг, а вес воды, входящей в один радиатор, — 6.3 кг.


Фиг. 48.


Фиг. 49.

Радиаторы эти испытывались в Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ и коэффициент лобового сопротивления получился $C_x = 0.26$ (абсолютный, отнесенный к общей лобовой площади, диаметр в данном радиаторе равен 342 мм).

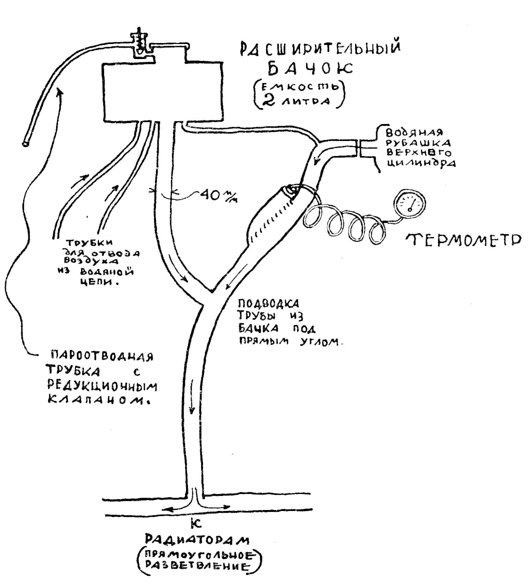
Эти радиаторы были установлены под фюзеляжем, при чем выше уровня цилиндров был установлен расширительный бачек емкостью два литра. При первых пробах мотора с этими радиаторами из расширительного бачка выбрызгивалась вода, которая вскоре закипала. Было испробовано применение предохранительного клапана на контрольной трубке, выходящей из расширительного бачка, который задерживал выбрызгивание воды, но все же, в конце концов, вода закипала.

При первом испытании самолета произошла авария, при которой эти радиаторы были помяты. После ремонта самолета были получены французские радиаторы, которые и были установлены на самолет. Установка радиаторов была немного изменена,— радиаторы были поставлены по бокам фюзеляжа, этим, во-первых, устранялась возможность помятия радиаторов при сносе шасси, во-вторых, трубопроводы получались короче и, в-третьих, радиаторы ближе относились к струе винта, чем увеличивалась интенсивность охлаждения.

Французские радиаторы оказались почти совершенно такими же, как и наши, только удлинение их секций было больше, на секциях поставлено большее количество заклепок и, кроме того, наравне с за-

клепками имелись еще и вдавления. Толщина меди в секциях 0.2 мм. Вес радиаторов (одного) 18 кг, вес воды 4.8 кг, охлаждающая поверхность 6.29 м². Таким образом, наши радиаторы вышли тяжелее и с большим содержанием воды.

Испытание мотора с французскими радиаторами (две штуки с общей охлаждающей площадью в 12.58 м²) дало такие же результаты, как и раньше с нашими радиаторами — вода выплескивалась через контрольную трубку и вскоре закипала. Тогда нами было написано письмо к фирме Ламблена с просьбой прислать инструкции к установке их радиаторов на самолете. По получении этой инструкции схема водопровода была переделана и вода совершенно перестала кипеть, при чем в дальнейшем никаких неисправностей за радиаторами не наблюдалось.

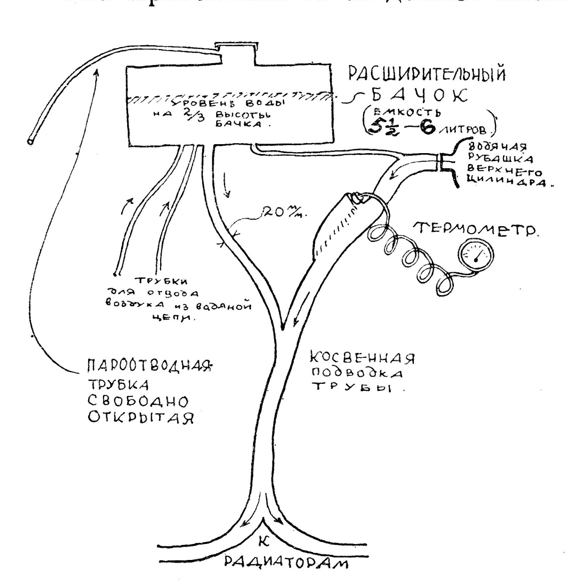


Фиг. 50. Схема старой проводки охлаждения с неправильной циркуляцией воды.

На фиг. 50 дана прежняя неправильная схема водопровода, а на фиг. 51 последующая — правильная.

Расширительный бачек должен иметь емкость, равную двум литрам на каждые 100 HP мотора, при чем минимальная емкость 5 литров. В последней схеме емкость бачка была сделана 6 литров.

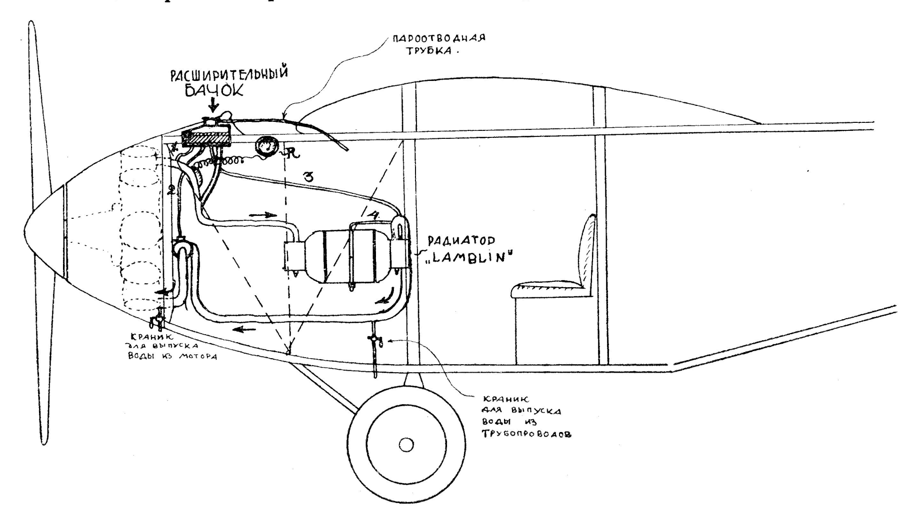
Кроме того, необходимо следить, чтобы не было мест, где могли бы образоваться воздушные пробки, для этого надо от всех повышений водопровода отводить воздушную трубку непосредственно в расширительный бачек. Лучше всего, когда сам бачек включен параллельно в проводку, при чем приключение его следует делать по движению воды, а не перпендикулярно главному



Фиг. 51. Схема новой проводки охлаждения (правильная циркуляция воды).

трубопроводу (см. фиг. 51). Только при перечисленных условиях радиаторы могут работать исправно.

В общем радиаторы Ламблена, которые на самолете А. К. I. были



Фиг. 52. Схема охлаждения.

Трубки, отводящие пузырьки воздуха в расшир. бачек (подходят в дно бачка) 1) из верхней точки всей проводки, 2) из водяной помпы, 3) из выгнутого кверху колена уводящей трубы, 4) из секций радиатора в колено уводящей трубы, а оттуда по трубке № 3. R). Термометр (вставлен в верхнее колено трубы, выходящей из мотора).

поставлены в России впервые на самолете, показали себя с очень хорошей стороны, и их можно вполне рекомендовать для установки на всех типах самолетов.

На фиг. 52 дана общая схема охлаждения мотора.

ГЛАВА IX.

Баки и бензинопровод.

Система бензинопровода.

В самолете А. К. I. была применена система питания горючим с двумя баками, один из которых расходный, подающий бензин в карбюратор самотеком, и другой запасный, из которого помпой-ветрянкой бензин подается в расходный бак.

Такая система бензинопроводов применяется в настоящее время весьма широко и имеет свои преимущества. Подача самотеком гораздо надежней других видов подачи (под давлением, вакуум-аппаратом и др.), но концентрирование большого количества горючего в одном создает неудобства в смысле необходимости высокого положения его, а посему и высокого положения центра тяжести; подача же помпой из запасного бака, хотя и менее надежна, но дает лучшее распределение масс. Но во всяком случае, при отказе в работе помпы, расходный бак, если он имеет достаточную емкость, дает возможность пролететь значительное расстояние; кроме того, постановкой ручного запасного насоса можно почти совершенно исключить возможность непереливания бензина из запасного бака в расходный, даже при неисправной работе помпы.

Баки.

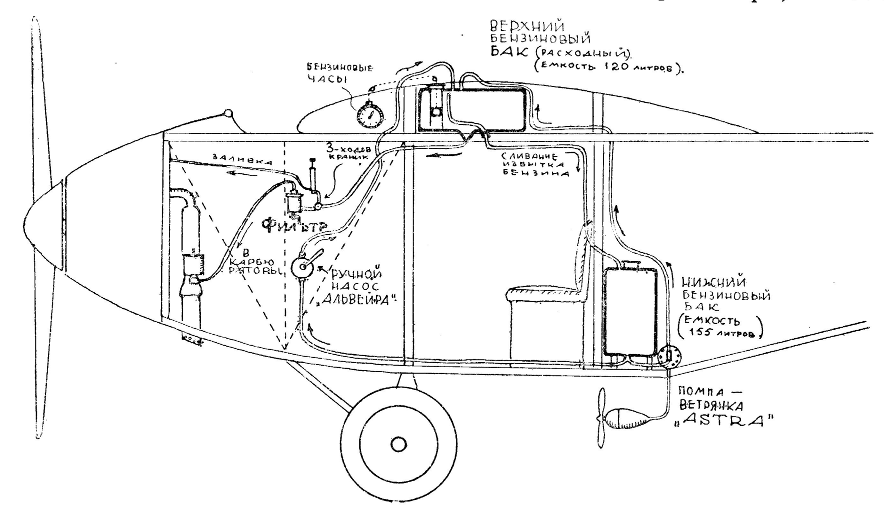
Поэтому нами весь запас бензина был разделен на две почти равные части между расходным и запасным баками. Расходный бак помещается в верхней части фюзеляжа и имеет емкость 126 литров, под баком помещен алюминиевый кожух, от которого сделаны в бока фюзеляжа сливные трубки; этот кожух предохраняет от заливания бензина в кабину на случай перелива в баке или течи в нем.

Запасный бак помещен сзади пассажирской кабины и имеет емкость 150 литров. Помпой-ветрянкой типа „Астра" бензин из него подается в верхний расходный бак, в котором имеется сливная трубка, которая при переполнении бака сливает излишек обратно в запасный бак. Кроме того, имеется запасный ручной насос для перекачивания бензина из запасного бака в расходный на случай отказа в работе помпы-ветрянки.

Фильтр.

Бензин из расходного бака проходит через фильтр-отстойник находящийся у сидения пилота (см. черт. № 243). Применение такого фильтра крайне желательно, так как фильтры у карбюратора обычно трудно доступны для осмотра и, кроме того, все же не достаточны для хорошей фильтрации бензина. В фильтре-отстойнике бензин проходит таким образом, что находящиеся в нем тяжелые частицы оседают на дно фильтра, не попадая в фильтрующую сетку и, следовательно, не загрязняя ее.

Рядом с фильтром помещается трехходовой кран, который служит также для пропуска бензина в заливной насосик. Этим насосиком бензин подается во всасывающий коллектор мотора, и поэтому



Фиг. 53. Схема бензинопроводов.

для заливки мотора нет надобности открывать капот и заливать цилиндры. На фиг. 53 дана общая схема бензинопровода.

Конструкция баков.

Конструкция бензиновых баков обычная, с перегородками, поставленными по направлению полета; форма баков призматическая. Материал—латунь толщиной 0.6 мм.

Масляный бак.

Масляный бак установлен сейчас же за мотором с правой стороны. Он имеет круглую форму и сделан из того же материала, как и бензиновые баки. Контрольные масляные стаканчики поставлены посредине пилотской кабины на гаргроте за козырьком выше уровня бака; последнее условие необходимо, так как иначе нельзя регулировать приток масла, остаток которого уходит обратно в бак самотеком.

ГЛАВА X.

Помещение летчика и пассажиров.

Помещение летчика.

Нами было выбрано переднее расположение летчика, исходя из следующих соображений. Помещение летчика сзади, за крыльями, для правильной балансировки самолета заставляет сильно выносить вперед мотор, что увеличивает момент инерции самолета и увеличивает вес фюзеляжа. Кроме того, мотор „Сальмсон“ имеет сравнительно небольшую длину, и поэтому при большом выносе мотора может получиться пустое пространство или между мотором и пассажирами, или между пассажирами и пилотом. Переднее же расположение имеет еще то преимущество, что вся задняя часть мотора находится на виду как у летчика, так и у механика, и проводка управления элеронами выходит значительно проще. На многих иностранных самолетах такое расположение применяется и как будто вообще прививается для пассажирских машин (напр., Фоккер Ф. III, Д. Н. 34, Виккерс Вулкан, Юнкерс и др.).

Управление мотором.

Управление газом находится с левой стороны и сделано жестким. Здесь же помещен контакт и, кроме того, на доске для приборов помещен дифференциальный контакт для проверки действия каждого магнето по отдельности.

Приборы.

На доске для приборов помещены: альтиметр, тахометр Егера, термометр, креномер (поперечный), часы, показатель бензина в расходном баке и дифференциальный контакт.

Запуск мотора.

Мотор запускается ручкой из пилотской кабины. Такой запуск представляет очень большие удобства и является большим преимуществом моторов „Сальмсон.“ В особенности для пассажирских самолетов такой запуск является необходимым, ибо не требует, во-первых, браться за винт, что довольно часто приводит к несчастьям, а, во-вторых, не

требует вылезания механика из кабины. Мотор „Сальмсон“ настолько легко запускается, что совершенно нет необходимости в ожидании старта гонять мотор на малом газе.

Пассажирская кабина.

Расположение пассажиров рядом было сделано из тех соображений, что ширина фюзеляжа выходила вполне для этого достаточной, чтобы закрыть мотор, диаметр которого 1100 мм. Первоначально была принята ширина фюзеляжа в 1100 мм, но потом увеличена до 1200 мм. Было бы правильней оставить прежнюю ширину, так как и мотор, и двое рядом сидящих пассажиров вполне укладываются в ширину 1100 мм. Что касается высоты фюзеляжа в 1600 мм (до верхнего лонжерона), то она была выбрана, исходя из наилучшего распределения усилия на подкосы крыльев, с одной стороны, и удобства для пассажиров—с другой. В шикарных автомобилях-лимузинах высота от пола до потолка равна 1400 — 1420 мм, у Форда же высота 1350 мм, у нас высота эта была принята 1440 мм. Таким образом, высота кабины у нас больше на 90 мм, чем в лимузине Форда. Нам думается, что в самолете А. К. I. можно уменьшить высоту фюзеляжа даже на 100 мм, может быть, за счет этого усилив немного подкосы; выигрыш в лобовом сопротивлении получается тогда довольно значительный.

Пассажиры сидят недалеко от центра тяжести и поэтому пустующие места не оказывают особенно ощутительного влияния на балансировку самолета.

Вся пассажирская кабина обита кругом переклейкой толщины 2 — 3 мм, что, конечно, необязательно,[1]) но все же для того, чтобы в кабине не продувало, лучше ставить переклейку, но, по возможности, малой толщины, именно 1 — $1^1/_2$ мм.

Необходимо заметить, что в пассажирских самолетах на комфорт все же приходится обращать внимание, так как при дальних перелетах, хотя бы в продолжение 3 — 4 часов, сидеть в неудобном помещении очень затруднительно, и та выгода, которая получилась бы от увеличения скорости, вследствие уменьшения комфорта (уже и ниже фюзеляж) потерялась бы на усталости пассажиров.

---

[1]) Например у Фоккера Ф III кабина обита полотном.

ГЛАВА XI.

Веса самолета.

Определение весов.

Первоначальный проектный вес самолета был принят, исходя из статистических данных, именно, принимая вес конструкции на кв. метр в 17 — 18 кг, что давало вес всей конструкции 630 — 665 кг. Эти цифры близко подошли к тем теоретическим подсчетам, которые были сделаны в процессе проектирования самолета, составлением журнала весов, где вес каждой детали подсчитывался теоретически. Но во время постройки самолета допускались некоторые отклонения от первоначальных предположений, при чем эти отклонения выразились, главным образом, в пилотской и пассажирской кабинах и вообще не в силовых конструкциях, которые отняли большое количество веса. В результате получилось отклонение в весе фюзеляжа на 125 кг в большую сторону. В таблице XXIX приведено сравнение теоретических и действительных весов. Эти веса во время постройки самолета шли вначале вполне согласованно и стали сильно расходиться при устройстве оборудования самолета. Объясняется это малым опытом в постройке оборудования пассажирских самолетов, так как самолет А. К. I. был первым русским пассажирским самолетом. Вследствие перетяжеления конструкции пришлось сбросить 35 кг горючего и 30 кг предполагаемого багажа. Вес конструкции вышел в 21.4 кг на кв метр (в вес конструкции входит вес пустого самолета минус вес мотора), что сходится с весами средних заграничных пассажирских самолетов. Во всяком случае, в самолете А. К. I. в дальнейшем можно много облегчить некоторые несиловые детали и близко подойти к первоначально предполагавшимся весам.

Определение центра тяжести.

Во время постройки самолета очень внимательно приходилось следить за центром тяжести, дабы окончательная центровка самолета вышла удовлетворительной. Поэтому периодически, по мере сборки самолета, определялся центр тяжести, от которого уже теоретическим путем, прикладывая предположительно добавочные веса, находился общей центр тяжести. При этом приходилось следить как за правильной балансировкой в воздухе, так и за расположением шасси. Центр тяжести почти точно совпал с предположительным, лишь немного уйдя вперед.

Таблица XXIX.

Веса отдельных частей самолета А. К. I.

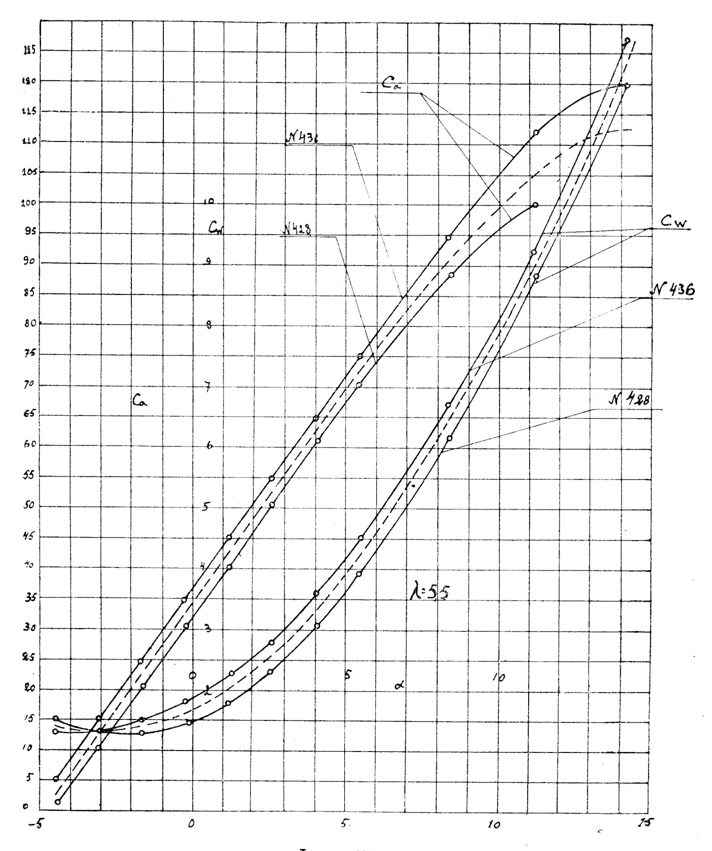
Наименование.	Теорет. вес кг	Действ. вес кг	Наименование.	Теорет. вес кг	Действ. вес кг
Фюзеляж:			Киль	3.0	2.0
Нижние лонжероны	16	12.6	Шасси	57.7	53.0
Верхние „	14.4	10.4	Управление	16.0	13.0
Стойки	15.3	13.5	Баки для бензина	16.0	29.8
Распорки	11.8	11.0	Винт со втулкой	25	18.2
Ложные лонжероны	10.05	—	Мотор	280	300
Оборудование пилотск. кабины	17.0	—	Радиаторы	—	36
			Вода	—	35.5
Оборудование пассаж. кабины	43.0	—	Трубопроводы	—	5.0
Обтяжка полотном	15.5	—	Вес фюзеляжа без мотора и радиаторов	352	477
Трубы стальные	13.1	—			
Металлическ. части	15.6	9.6	Вес фюзеляжа с мотором, радиаторами и водой	733	875.4
Тендера	2.5	—	Крылья	192.6	200
Растяжки	3.4	—	Подкосы	50	70
Моторная рама	10.5	9.6			
Пирамида	6.0	4.52	Вес полного самолета с водой	975.6	1145
Подмоторные подкосы	3.0	—	Пассажиры 4 чел.	320	320
Костыль	2.4	2.0	Горючее	250	220
Оперение:			Багаж	30	—
Стабилизатор	15.0	14.7	Полный вес самолета	1580	1685
Подкосы стабилиз.	—	—			
Рули глубины	13.0	12.0	Вес конструкции (без мотора, винта и воды, но с радиаторами)	635	792
Руль направления	6.9	5.5	Вес конструкции на 1 м².	17.2	21.4

ГЛАВА XII.

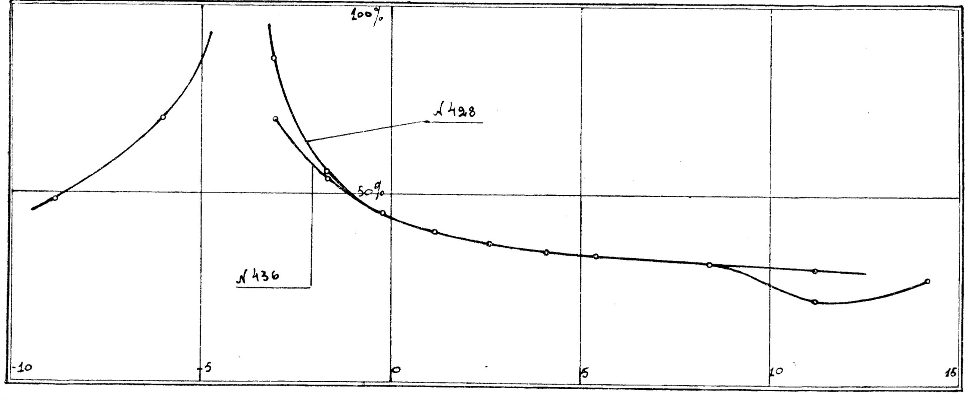
Расчет статической устойчивости.

Нахождение характеристики сложной дужки.

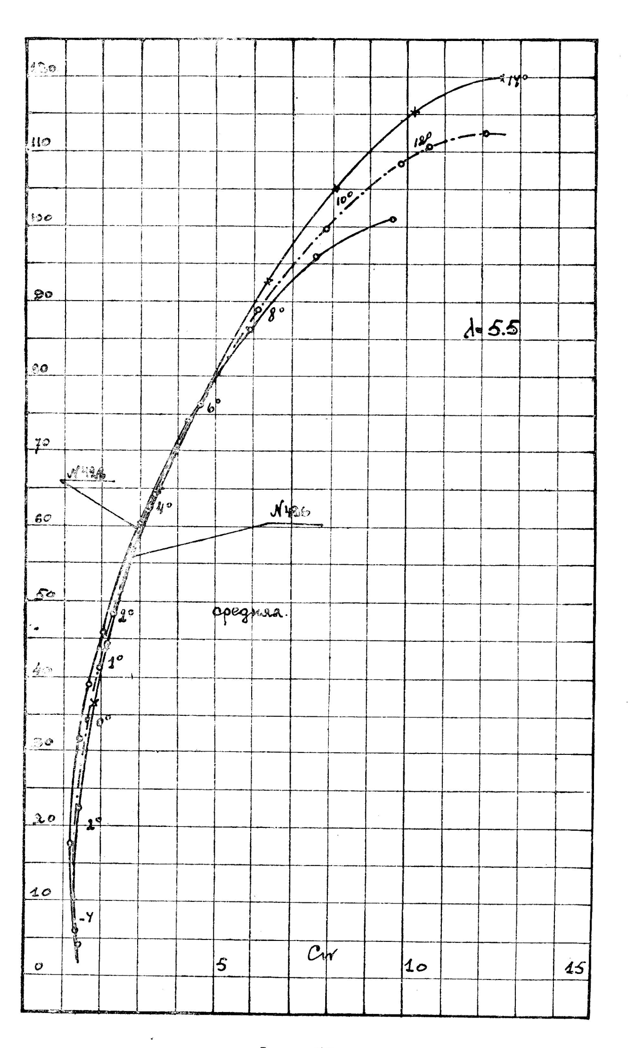
В предварительном аэродинамическом расчете у нас была принята дужка № 436 Геттингенской Лаборатории по всему крылу, на самом же деле, как уже раньше указывалось, была поставлена комбинированная дужка из дужек той же Лаборатории № 436 и № 428; необходимо было как-нибудь найти характеристику такого комбинированного крыла. Ввиду того, что по типу дужки эти почти между собой не различаются, имея лишь разную толщину, нами было предположено, что комбинированное крыло будет иметь характеристику среднюю между этими двумя дужками, поэтому эта характеристика и находилась нами как средняя арифметическая из двух дужек, пересчитанных на один и тот же сред-



Фиг. 54.


100%
50%
-10
-5
0
5
10
15

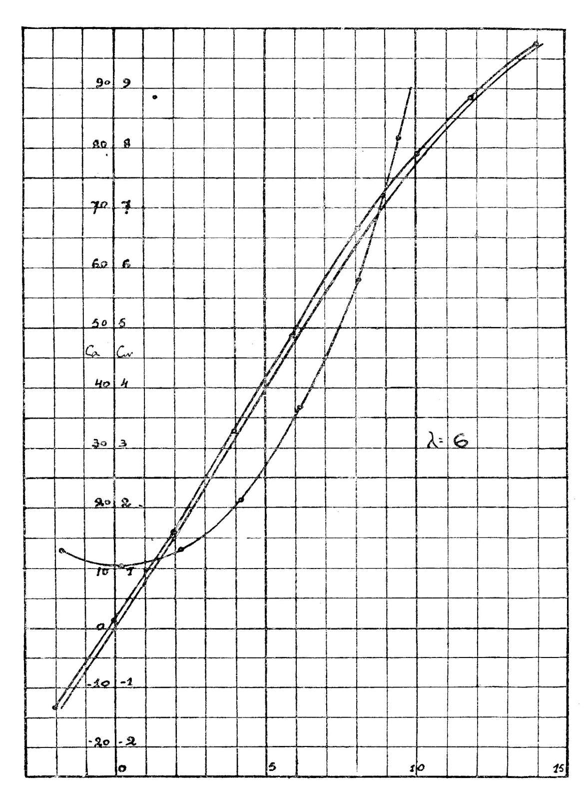
Фиг. 55.


λ=5.5
средняя.
Cw
0
5
10
15
10
20
30
40
50
60
70
80
90
100
110
120
-4°
2°
0°
1°
4°
6°
8°
10°
12°
14°

Фиг. 56.

ний размах (относительный размах брался как отношение размаха к ширине крыла посредине, т.-е. к средней ширине). Для простоты пересчетов нами были приняты немецкие коэффициенты C_a и C_w. Пересчет произведен в таблицах XXX и XXXI, а характеристики показаны на фиг. 54, при чем пунктирной линией показана результирующая дужка.

На фиг. 55 даны кривые положения центра давления; как видим, эти кривые в диапазоне полета самолета почти совпадают. На фиг. 56 нанесена кривая Лилиенталя наших дужек; насколько результирующая дужка сходится с действительностью, мы увидим далее. Как уже выше упоминалось, на стабилизаторе была взята дужка типа D. H. 34, испытанная в Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ; на фиг. 57 дана ее



Фиг. 57.

характеристика, при чем мы принимали относительный размах при испытание равным 6. Хотя испытание и было произведено в плоской трубе, но по статистическим данным испытаний этой трубы можно принять как раз этот размах. На фиг. 57 дана ее характеристика, при чем ее пришлось немного поправить на скос потока в трубе, так как для симметричной дужки нулевая подъемная сила должна быть при нуле градусе атаки; скос потока получился, таким образом, в 0,2°. Пересчет на относительный размах 2.7 дан в таблице XXXII.

Таблица XXX.

α	C_a	C_w	C_i	C_p	$\Delta\alpha\infty$	C_i^{II}	$\Delta\alpha^{II}$	α'	C_w^{II}	e
— 4.5	.05	.013	.00016	.0128	— .18	.000144	.17	— 4.51	.013	—
— 3	.15	.0133	.00143	.0119	— .55	.0013	.50	— 3.05	.0132	70%
— 1.6	.246	.0159	.00385	.0121	— .9	.0036	.81	— 1.7	.0156	54%
— 0.1	.349	.0189	.00786	.0110	— 1.3	.0070	1.15	— 0.25	.018	45%
+ 1.3	.451	.0247	.0130	.0117	— 1.65	.0117	1.49	+ 1.14	.0234	40%
2.8	.548	.0294	.0191	.0103	— 2	.0173	1.81	2.61	.0276	37%
4.3	.647	.0382	.0267	.0115	— 2.37	.0241	2.14	4.07	.0356	35%
5.7	.751	.0488	.036	.0128	— 2.76	.0325	2.48	5.42	.0453	33%
8.7	.945	.0728	.057	.0158	— 3.46	.0514	3.12	8.36	.0672	32%
11.6	1.12	.099	.080	.08	— 4.1	.0723	3.7	11.2	.022	22%
14.6	1.20	.138	.0915	.0465	— 4.4	.083	3.96	14.16	.130	28%

Таблица XXXI.

α	C_a	C_w	C_i	C_p	$\Delta\alpha\infty$	C_i^{II}	$\Delta\alpha^{II}$	α'	C_w^{II}	e
— 4.5	.011	.015	.0000077	.015	.04	.000007	.036	— 4.5	.015	—
— 3.0	.103	.0124	.000 675	.0117	.38	.00061	.033	— 3.1	.0123	86%
— 1.6	.205	.0132	.00267	.0105	.75	.00242	.68	— 1.7	.0129	56%
— 0.1	.302	.0157	.00581	.0099	1.1	.00525	1.0	— 0.2	.0152	45%
+ 1.3	.402	.0184	.0103	.0081	1.47	.0093	1.33	+ 1.2	.0174	40%
2.8	.506	.0246	.0163	.0083	1.85	.0147	1.67	2.6	.023	37%
4.3	.608	.0328	.0235	.0093	2.23	.0213	2.00	4.1	.0306	35%
5.7	.704	.0423	.0315	.0108	2.58	.0285	2.32	5.4	.0393	34%
8.7	.884	.0662	.0497	.0165	3.24	.0450	2.91	8.4	.0615	32%
11.6	1.00	.0944	.0638	.0306	3.66	.0577	3.3	11.2	.0883	30%

Примечание. В таблицах XXX и XXXI приняты следующие обозначения: α — угол атаки при $\lambda = 5$; C_a и C_w — немецкие коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления при $\lambda = 5$: C_i — индуктивное сопротивление для $\lambda = 5$; C_p — профильное сопротивление; $\Delta\alpha\infty$ — скос потока при пересчете на бесконечный размах; C_i^{II} — индуктивное сопротивление для искомого размаха; $\Delta\alpha^{II}$ скос потока для искомого размаха; α' — углы атаки искомого размаха; C_w^{II} — лобовое сопротивление для дужки искомого размаха, e — центр давления, считая от переднего края в процентах хорды.

Таблица XXXII.

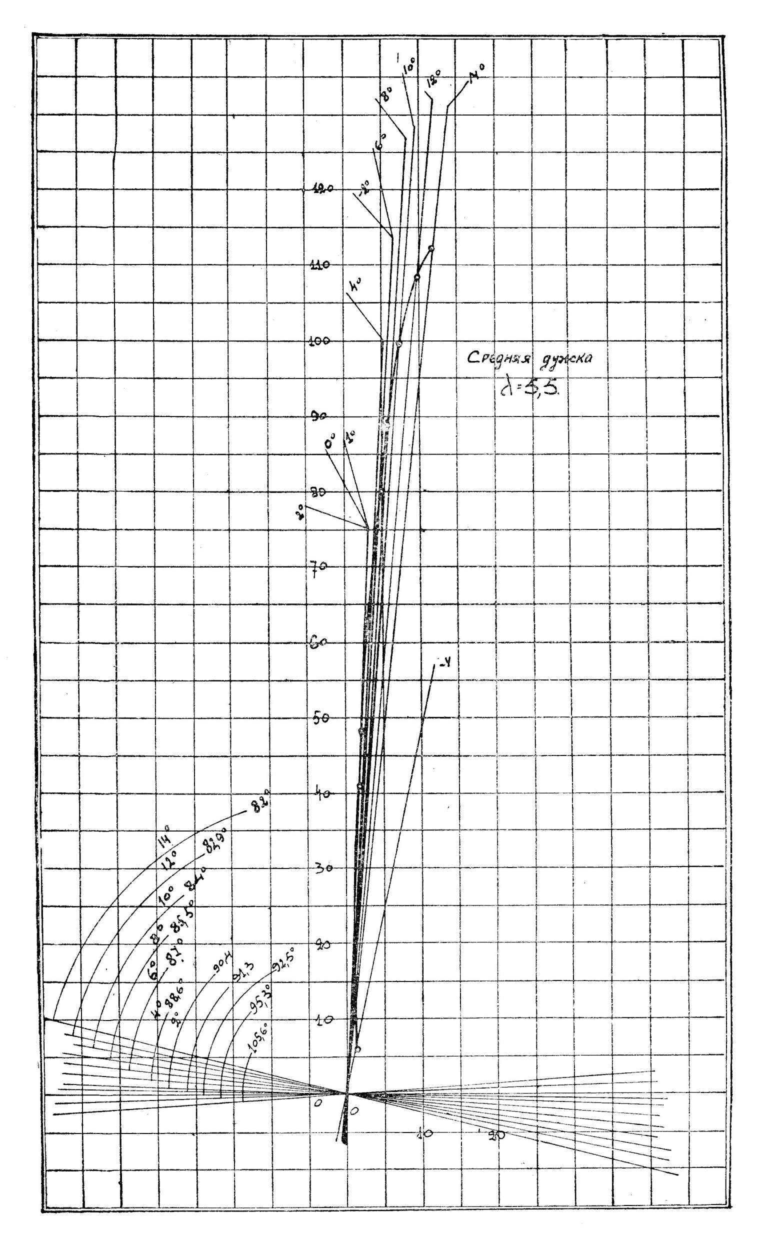
α	C_a	C_w	C_i	C_p	$\Delta\alpha_\infty$	C_i^{II}	$\Delta\alpha^{II}$	α'	C_w^{II}
0	.000	.0104	0	.0104	0	0	0	0	.0104
1	.075	.011	.000298	.0107	.228	.00066	.51	1.28	.0114
2	.152	.0125	.00122	.0113	.46	.00272	1.03	2.57	.014
4	.314	.02	.00523	.015	.96	.0116	2.12	5.16	.0266
6	.475	.035	.0120	.023	1.44	.0266	3.21	7.77	.0496
8	.63	.056	.0210	.035	1.92	.0468	4.26	10.34	.0818
10	.77	.0955	.0314	.0641	2.34	.0700	5.20	12.86	.144

Определение моментов.

Моменты крыльев определялись графическим путем, так как это выходит значительно проще и нагляднее, чем аналитически; именно, строилась поляра Лилиенталя в однородном масштабе, соединяя точки которой с началом координат получаем полную силу сопротивления, ориентированную к направлению подходящей скорости. Для того, чтобы получить направление полной силы по отношению к хорде крыла, необходимо повернуть направление этой силы на соответствующий угол атаки. На фиг. 58 сделано это построение для крыла.

Как показали подсчеты, такого построения для стабилизатора не имеет смысла делать, в виду того, что плечо момента очень велико и наклон полной силы влияет на вычисление момента очень незначичительно и в пределах общей ошибки расчета; приложение силы можно брать просто постоянной на одной трети ширины стабилизатора (вместе с рулем глубины).

Определение моментов велось для двух положений центра тяжести, именно, для испытательной нагрузки, состоящей из пилота, мешка с песком на заднем сидении (весом, равным весу одного человека), полного верхнего бака (85 кг) и масла 10 кг, и для полной нагрузки. В таблице XXXIII для этих двух случаев и определены моменты крыльев, при чем необходимо заметить, что мы брали не полный момент, а величину $\frac{M}{q}$, где q — гидродинамический напор, равный $\frac{\rho}{2}W^2$. Таким образом, стабилизация самолета у нас от скорости полета не зависела. Правило знаков принято следующее: если крылья стремятся заставить самолет кабрировать (опускать хвост), то момент положительный, если же они стремятся заставить его пикировать (клевать носом), то момент отрицательный.



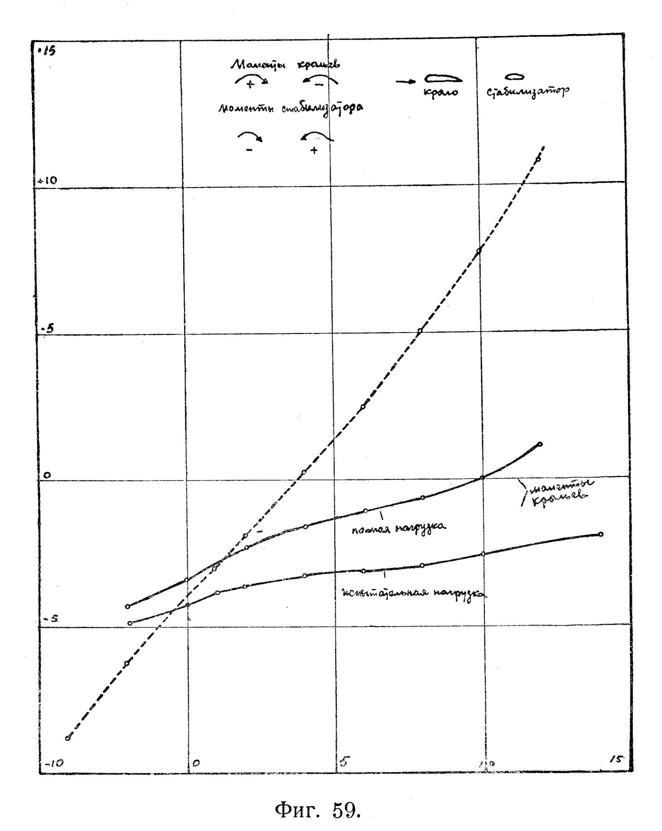
Фиг. 58.

Полученные моменты нанесены на фиг. 59.

В таблице XXXIV даны моменты стабилизатора, при чем плечо принято в обоих случаях равное 6,6 м, так как координата центра тяжести меняется лишь на 100 мм, что особенно сильно не отражается на моменте (изменение плеча составляет лишь $1^1/_2$%). Таблица эта составлена, конечно, по углам атаки стабилизатора, при чем, так как стабилизатор симметричный, то и кривая моментов симметрична относительно оси абсцисс (углов атаки). Знаки момента противоположны моментам крыльев.

Таблица XXXIII.

	α	— 2	0	+1	2	4	6	8	10	12	14
	$\frac{P}{q}$	7.4	12.6	15.2	17.8	23.2	28.1	32.8	36.8	40.1	41.5
Испыт.	l	—.65	—.34	—.24	—.20	—.14	—.11	—.09	—.07	—.04	—.05
	$\frac{M}{q}$	—4.8	—4.3	—3.65	—3.56	—3.25	—3.1	—2.95	—2.58	—1.6	—2.0
Полная.	l	—.58	—.27	—.17	—.13	—.07	—.04	—.02	0.0	+.03	+.02
	$\frac{M}{q}$	—4.3	—3.4	—2.58	—2.31	—1.62	—1.12	—0.66	0.0	+1.2	+0.83



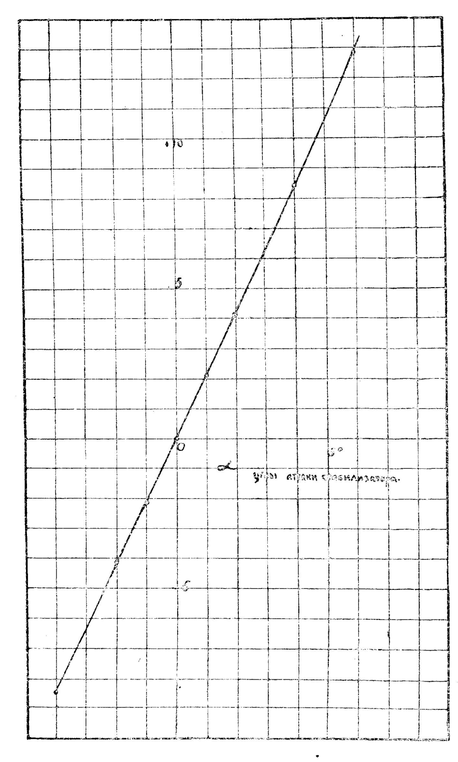
Фиг. 59.

Правило знаков, различное для крыльев и стабилизатора, нами было принято потому, что таким образом получается более наглядное совместное расположение моментов на диаграмме, сразу видно какой запас устойчивости получается при данной балансировке самолета, именно запас устойчивости характеризуется разностью в моментах стабилизатора и крыла, которое прямо и находится на диаграмме.

Таблица XXXIV.

α	0	1	2	4	6	8	10
C_α	0	.06	.118	.24	.364	.49	.618
$\frac{P}{q}$	0	.321	.63	1.28	1.95	2.62	3.3
$\frac{M}{q}$	0	2.12	4.15	8.45	12.85	17.3	21.8

На фиг. 60 дана кривая моментов стабилизатора.



Фиг. 60.

Все предыдущие расчеты моментов были произведены при следующих координатах центра тяжести самолета:

При испытательной нагрузке

X = 149 мм.

У = 1070 мм.

При полной нагрузке

X = 232 мм.

У = принят тот же самый, так как небольшое изменение этой координаты мало влияет на расчет [1]).

Скос потока за крылом.

Ввиду того, что стабилизатор работает в возмущенной крыльями среде, истинный его угол атаки не будет равен углу между его хордой и направлением полета всего самолета. Вследствие скоса потока за крыльями кажущийся угол атаки будет больше истинного.

Для определения скоса потока существуют формулы как эмпирические, так и выведенные на основании теоретических соображений. Мы не будем останавливаться на критике этих формул, отсылая интересующихся к нашей статье: „Скос потока за крылом и влияние его на расчет статической устойчивости самолета“ (Научные приложения В. В. Ф. № 3, 1924 г.), а заметим, что мы пользовались при расчете следующей формулой, выведенной нами из ряда опытных данных:

[1]) За координатные оси приняты низ фюзеляжа и передняя главная стойка.

$$\Delta = -\frac{2}{\pi\lambda} . 57.3. \ C_a ,$$

где λ — относительный размах, а C_a — немецкий коэффициент подъемной силы.

Балансировка самолета.

Задачей хорошей балансировки самолета является подобрать размеры оперения и соответствующий угол установки стабилизатора по отношению к крыльям таким образом, чтобы самолет находился в устойчивом равновесии на определенном режиме полета. Мы балансировали наш самолет на режим горизонтального полета над землей ввиду того, что самолет этот маломощный и обычные его пассажирские полеты должны происходить на высоте 500 — 600 м. При полной нагрузке устойчивый угол атаки (т.-е. угол атаки, на который самолет возвращается, если его вывести из равновесия) будет немного большим, т.-е. самолет будет итти немного кверху. Таким образом мы балансировали самолет при испытательной нагрузке на угол атаки 0°, а при полной нагрузке на угол атаки около $1^1/_2{}^\circ$. Это значит, что при угле атаки крыльев 0° моменты крыльев и стабилизатора должны быть равны. Для нахождения моментов стабилизатора в зависимости от угла атаки крыльев служит таблица XXXV, в которой α означает угол атаки крыльев, α' — истинный угол атаки стабилизатора, Δ — скос потока и α'' — угол между хордой стабилизатора и направлением полета. Скос потока определялся по вышеприведенной формуле, которая для нашего случая имеет вид:

$$\Delta = -6{,}6 . C_a .$$

Таблица XXXV.

α	— 4	— 2	0	1	2	4	6	8	10	12	14
α'	4.15	—3.07	—2	—1.45	—.92	+.13	1.25	2.4	3.65	5.07	6.85
Δ	.395	1.32	2.25	2.7	3.17	4.12	5.0	5.85	6.6	7.18	7.4
α''	—3.75	—1.75	+.25	1.25	2.25	4.25	6.25	8.25	10.25	12.25	14.25

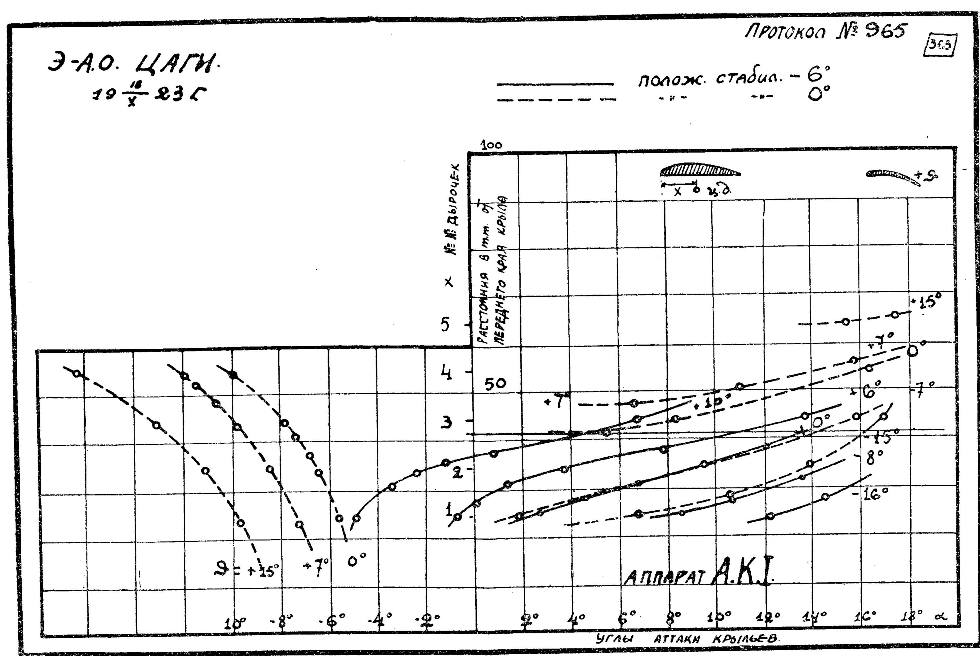
Нанеся теперь на диаграмму моментов крыльев моменты стабилизатора, построенные согласно таблицы XXXV по углам атаки крыльев, получаем на фиг. 59 балансировку самолета. (Кривая моментов стабилизатора обозначена пунктиром). Моменты стабилизатора всюду превышают моменты крыльев и, следовательно, имеется всюду некоторый запас устойчивости; если ручку управления ставить в нейтральное положение, то самолет будет всегда возвращаться в свое устойчивое положение под влиянием избыточного момента стабилизатора

Мы разбирали только случай планирующего полета, т.-е. без действия струи винта на стабилизатор, так как в нашем случае этот эффект не так уж велик и может только иметь влияние на больших углах атаки, где вообще весь этот расчет нельзя считать вполне надежным.

Испытание моделей.

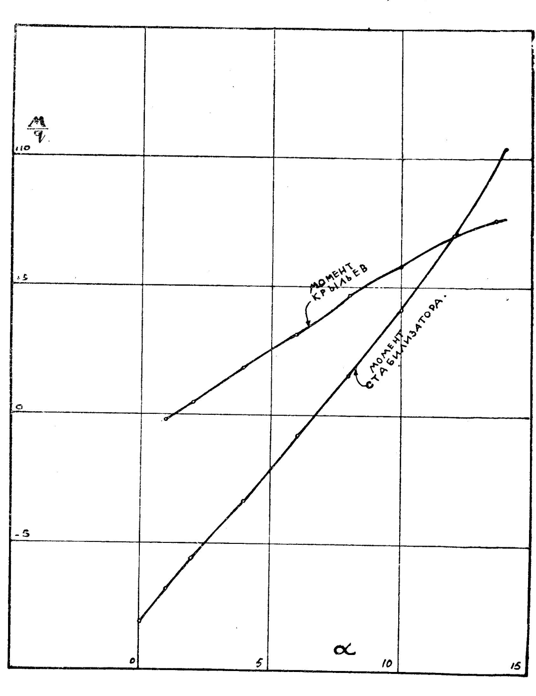
Ввиду того, что самолет А. К. I. был одной из первых русских конструкций и методы расчета статической устойчивости были еще не вполне проверены на практике, в особенности в части определения угла скоса потока, при чем из-за этого некоторые русские конструкции оказались не вполне удачными, нами было предпринято испытание ряда моделей самолета различными методами.

Первоначально была испытана деревянная модель самолета в 1/25 нат. величины в Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ. Метод испытания был разработан Лабораторией и заключался в следующем. На обеих сторонах фюзеляжа модели на уровне предполагаемого центра тяжести врезалась медная пластинка с несколькими дырочками. На остриях, вставленных в эти дырочки, модель подвешивалась в аэродинамической трубе таким образом, чтобы она вращалась на этих остриях и находилась в безразличном равновесии. В потоке воздуха при определенной установке стабилизатора модель устанавливалась на определенный угол атаки. Переставляя острия в различные дырочки, мы получаем непрерывную кривую устойчивых углов атаки. Если устойчивости не наблюдается, то кривая получается прерывистая.



Фиг. 61.

На фиг. 61 дано это испытание при двух положениях стабилизатора и различных положениях руля глубины. К сожалению, наша модель была сделана согласно первого варианта крыла, в котором передняя кромка крыла представляет из себя прямую линию по всему размаху и поэтому балансировка не сошлась с приведенной выше; поэтому нами были пересчитаны моменты крыла для модели, которые и нанесены на фиг. 62. На фиг. 61 прямая, параллельная оси абсцисс, дает положение центра тяжести; мы видим, что модель устанавливается при положении стабилизатора на — 6° на угле атаки в 13.6°, по фиг. 62 же получаем этот угол равным 12°. Разница получилась небольшая, если принять к тому же во внимание, что на больших углах атаки определение скоса потока не вполне точно (распределение циркуляции отступает от эллиптического закона и нарушается линейная зависимость скоса потока от коэффициента подъемной силы). Это испытание, ввиду разницы модели с действительным самолетом, носит больше сравнительный характер, но все же дает подтверждение правильности хода расчета.



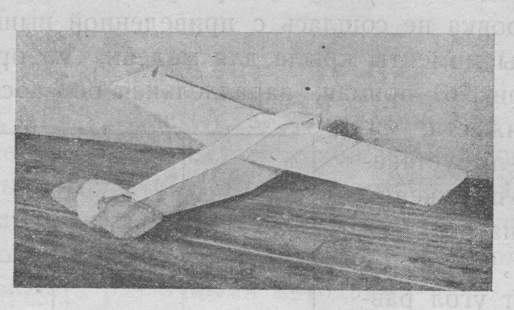
Фиг. 62.

Ввиду небольшого, но все же расхождения испытания модели в аэродинамической трубе и расчета, нами было предпринято еще испытание модели самолета в свободном воздухе на планирование. Это испытание интересно еще тем, что оно дает возможность судить также и о поперечной устойчивости самолета, охватить которое расчетом до сих пор еще не удалось.

Модель была сделана из картона с сохранением всех размеров и приведением центра тяжести в надлежащее место, что достигалось прикреплением свинцовых грузовиков. Испытание производилось на свободном воздухе сбрасыванием модели с высоты. Угол установки стабилизатора был взят с вышеприведенного расчета, именно 0° (точнее + 0,25°). На фиг. 63 дана фотография этой модели.

Опыты с этой моделью были произведены зимой 1924 г. на Московском Аэродроме сбрасыванием ее с ангаров и будки Управления Аэродромом. Модель летала очень устойчиво как в продольном, так и поперечном направлениях и приземлялась вполне удовлетворительно.

При пускании ее почти отвесно, она выходила из пикирования. Малые отклонения в установке стабилизатора довольно ощутительно влияли на режим полета, при чем расчетный угол установки был как раз наиболее хорошим.



Фиг. 63.

Наконец, была сделана еще металлическая модель для испытания в воде. Так как законы сопротивления в жидкости зависят лишь от плотности среды, то испытания можно производить также и в воде, при чем все скорости будут замедленными, что удобнее для наблюдения. Большая трудность представляется при центровке такой металлической модели, ибо приходится всю хвостовую часть делать пустотелой и центровку производить или в воде, или в воздухе, в последнем случае надо эту пустотелую часть при испытании заполнять водой.

Испытание модели производилось в бассейне размером 130×50 см при глубине воды 25 см, при чем модель плавала вполне устойчиво.

Все эти испытания давали, во-первых, подтверждение правильности метода расчета устойчивости, а, во-вторых, большую уверенность в хорошей устойчивости самолета. Все это оправдалось при испытании самолета. Стабилизатор был установлен так, как давал расчет и приведенные испытания, и в первый же полет самолет допускал бросание пилотом ручки. При дальнейших испытаниях выяснилось, что бросание ручки можно производить даже в болтовню, поддерживая лишь самолет рулем направления. При различных положениях нагрузки устойчивость сохраняется и лишь при крайних положениях получается очень незначительное давление на ручку; поэтому подтвердилась также ненужность применения переменного угла установки стабилизатора, о чем нами уже упоминалось выше.

ГЛАВА XIII.

Испытание самолета.

Первое испытание самолета А. К. I. было произведено 8 февраля 1924 г. на Московском Центральном Аэродроме красвоенлетом А. И. Томашевским. Имея полезный груз в 290 кг, самолет сделал один замкнутый круг над аэродромом. Выяснилось, что самолет легко отделяется от земли, и балансировка его вполне удовлетворительная. После нескольких небольших полетов, во время которых исправлялись мелкие недочеты в машине, 8 марта было приступлено к нормальному испытанию, которое производилось Научно-Опытным Аэродромом. Приводим выписку из протокола этого испытания.

„Произведен полет для определения вертикальной скорости и потолка; взлет в 13 ч. 30 м. Пилот Томашевский. Наблюдатели: Алексеев и Михайлов.

Подъем на	500 м.	6 мин 39 сек.	при	1350—1360 обор.
„ „	1000 „	17 „	„	1330—1350 „
„ „	1475 „	40 „	„	1350—1360 „

Потолок по барограмме около 1500 м.

Примечание: мотор не додавал около 70—80 оборотов.

Нагрузка: пилот, 2 наблюдателя, 1 пассажир, бензин и масло 486 кг“.

„10 марта с. г. было произведено предварительное испытание аэроплана А. К. I. на мерном километре. Пилот Томашевский. Наблюдатель Михайлов.

При испытании скорость аэроплана определена:

Максимальная	139.2	км/ч.
Средняя	114.4	„ „
Минимальная	96.0	„ „

Нагрузка при полете: пилот, наблюдатель, один пассажир, бензин и масло — 390 кг“.

Ввиду того, что мотор не давал полного числа оборотов, было решено сменить мотор, так как имеющийся мотор имел раковины в цилиндрах и поэтому не мог давать полной мощности. После нескольких полетов, произведенных на новом моторе, 19 мая самолет был

вновь испытан в Опытном Аэродроме, выписку из протокола испытания которого мы приводим.

„II. Весовые данные:

Вес конструкции (с водой и оборудованием)	1149.12	кг
Полезная нагрузка	520.8	„
Полетный вес	1669.92	„
Вес бензина	196.8	„
„ масла	24	„
„ пилота и механика	150	„
„ 2-х пассажиров	150	„

III. Полетные характеристики.

1) Горизонтальная скорость у земли.

а) Максимальная (при 1500 обор.)	145.3	км/ч.
б) Нормальная (при 1400 обор.)	129.5	„
в) Минимальная (при 1290 обор.)	116.4	„

2) Вертикальная скорость.

а) Время подъема на высоту 500 м	9.5	мин.
б) „ „ „ „ 1000 „	19	„
в) „ „ „ „ 1500 „	32	„

Потолок по барограмме 1700 м.

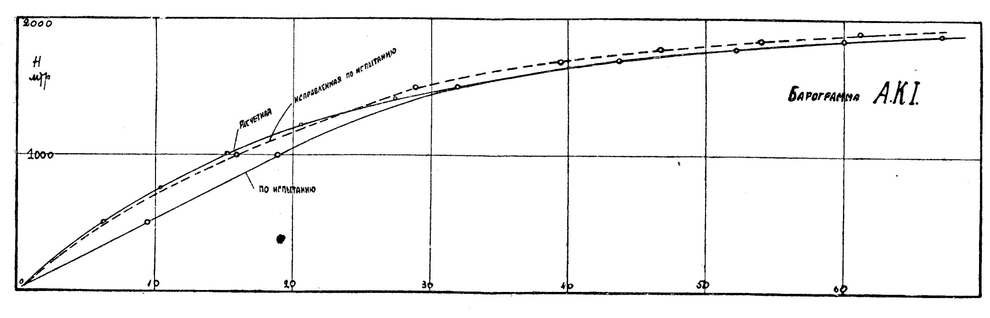
Примечание: полет совершен при следующих метеорологических условиях:

Давление, приведенное к 0°	771.9 мм
Температура у земли	4.5° С
Ветер	4.1 м/с
Облачность	4
Влажность	58%.

г) Скорость по траэктории при подъеме 112—116 км/ч.
д) Разбег 12 сек. — 110 м.
е) Пробег 14 сек. — 120 „
ж) Посадочная скорость около 90 км/ч.“.

Рассматривая определение вертикальной скорости, мы видим некоторую несообразность в подъеме на 500 и 1000 м, именно самолет как первые, так и вторые 500 м брал в одно и то же время—9.5 мин. В акте, к сожалению, не указано, что условия испытания были не благоприятные — довольно сильный порывистый ветер и большая болтовня в воздухе. На машинах с малым запасом мощности, какой и является А. К. I., летчик во время болтовни принужден вести машину довольно осторожно, а так как болтовня бывает обычно вблизи земли, то при взлете на большую высоту форсировать машину не приходится, поэтому и получилось довольно большое время забирание высоты 500 м. Если сравнить полученную барограмму с расчет-

ной (фиг. 64, расчет см. далее), то получим, что при забирании высоты



Фиг. 64.

500 м машина потеряла 3 мин. Если теперь вычесть отовсюду эти 3 минуты, то получим вполне нормальную барограмму, именно:

Забирание высоты	500	м	в	$6^1/_4$ мин.
" "	1000	"	"	16 "
" "	1500	"	"	29 "

Что касается потолка, то по перестроенной барограмме он выходит около 2000 м, что также вполне сходится с расчетными данными (см. далее).

Скорость самолета определялась на мерном километре по следующему методу. При прохождении самолета через 1-ю веху засекался секундомер 1-м наблюдателем, при прохождении 2-й вехи засекался секундомер 2-м наблюдателем, далее самолет делал разворот и при прохождени 2-й вехи вторично, 2-й наблюдатель делал вторую засечку; время, отмеченное у него на секундомере, называется малым разворотом. При прохождении 1-й вехи вторично, 1-ый наблюдатель делал вторую засечку и время, отмеченное у него на секундомере, называется большим разворотом. Если обозначим через T время большого разворота и через τ время малого разворота, то скорость выразится:

$$W = \frac{2000}{T - \tau} \text{ м/сек.}$$

Таким методом определяет скорость на мерном километре Опытный Аэродром.[1]) Но этот метод не правилен, так как в нем не учитывается влияние ветра. Действительно, если обозначим через v скорость ветра, а через t_1 и t_2 время прохождения мерного километра в одну и другую сторону (измерение скорости производится всегда по возможности в одном направлении со скоростью ветра), то получим следующие два уравнения, характеризующие прохождение самолета в одну и другую сторону:

$$(W + v)\, t_1 = 1000$$
$$(W - v)\, t_2 = 1000,$$

[1]) В настоящее время нижеприведенная поправка Опытным Аэродромом вводится.

откуда

$$(W+v)\,t_1=(W-v)\,t_2;$$
$$W\;(t_2-t_1)=v\,(t_1+t_2);$$

обозначим

$$t_1+t_2=t,$$

тогда скорость выразится:

$$W=\frac{vt}{t_2-t_1}.$$

Из основных уравнений найдем значения t_1 и t_2 и подставим их в полученное выражение для скорости:

$$t_1=\frac{1000}{W+v};\qquad t_2=\frac{1000}{W-v};$$

$$W=\frac{vt}{\frac{1000}{W-v}-\frac{1000}{W+v}};$$

$$(W+v)\,W-(W-v)\,W=\frac{vt}{1000}(W^2-v^2)$$

$$2000\,\frac{W}{t}=W^2-v^2;$$

откуда окончательно получаем такое квадратное уравнение для определения скорости полета самолета:

$$W^2-\frac{2000}{t}\,W-v^2=0;$$

или преобразуя:

$$\frac{2000}{t}\cdot\frac{1}{W}+\frac{v^2}{W^2}=1;$$

обозначим:

$$\frac{v^2}{W^2}=x;$$

тогда

$$W=\frac{2\,000}{t}\,\frac{1}{1-x}.$$

Таким образом, сравнивая формулу, по которой определяет скорость Опытный Аэродром, и выведенную нами, видим, что ошибка выражается в члене:

$$\frac{1}{1-x}.$$

Во время испытания самолета А. К. I. скорость ветра была 4.1 м/сек. и скорость самолета получилась 40.4 м/сек. Величина x будет равняться:

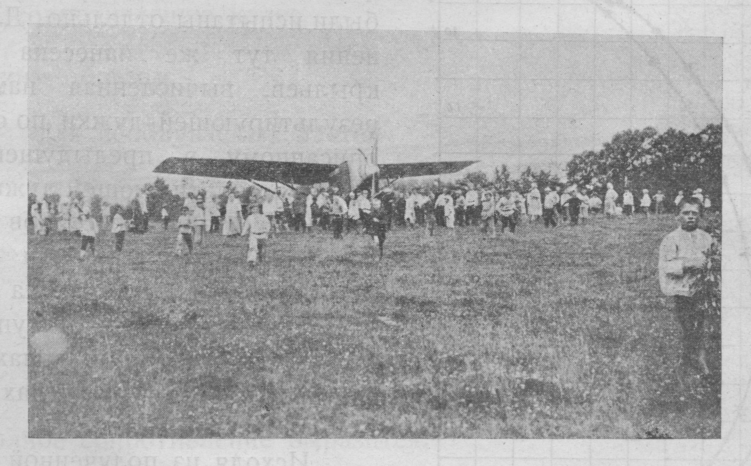
$$x = \frac{40^2}{4.1^2} = 0.0103;\ 1 - x = 0.9897;\ \frac{1}{1 - x} = 1.01.$$

Таким образом, скорость самолета будет не 145 км/ч. или 40.4 м/сек., а 40,4 . 1,01 = 40.8 м/сек. или 147 км/ч.

Таким образом, можно считать полетные данные самолета А. К. I. следующими:

Скорость			147	км/ч.
Забирание высоты 500	м	в	$6^1/_4$	мин.
„ 1000	„	„	16	„
„ 1500	„	„	29	„
Потолок		„	1950	м.

Дальнейшие испытания самолета состояли в пригодности его эксплоатации на воздушных линиях, для чего и был произведен перелет Москва—Нижний—Казань и обратно. Из этого перелета выяснилось, что самолет вполне пригоден для воздушных линий, взлет и посадка на нем легки, при чем особенно ценно его свойство малого разбега, что очень важно при взлетах со случайных аэродромов. Управление на самолете очень легкое и нисколько не утомляет летчика



Фиг. 65.

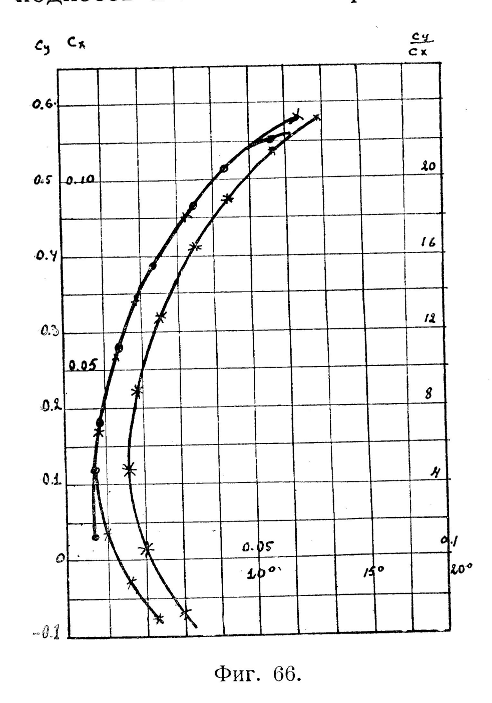
даже в сильную болтовню. На фиг. 65 дана фотография самолета при спуске на посадочной площадке в городе Гороховец на линии Москва—Нижний.

ГЛАВА XIV.

Поверочный аэродинамический расчет.

Испытание модели.

Для большей уверенности в коэффициентах, принимаемых при аэродинамическом расчете, была испытана модель самолета в 1/25 нат. величины в Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ. Ввиду того, что скорости при испытании можно было достигнуть лишь около 30 м/сек., при которой невыдерживаются Рейнольдсовы числа для мелких частей, решено было испытывать модель без всякой арматуры, т.-е. без подкосов и шасси. На фиг. 66 дана полярная кривая этой модели. Здесь же дана полярная кривая только одних крыльев, которая получена вычитанием сопротивления фюзеляжа с оперением, которые были испытаны отдельно. Для сравнения тут же нанесена поляра крыльев, вычисленная нами для результирующей дужки по способу, описанному в предыдущей главе (точки результирующей дужки представлены в виде крестиков на фиг. 66); мы видим, что эти поляры очень хорошо сходятся на летных углах, лишь немного отступая друг от друга на больших углах и то, главным образом, в углах, а не в сопротивлении.



Фиг. 66.

Исходя из полученной поляры для всего самолета, нами был произведен поверочный расчет самолета способом, указанным в нашей книжке „Аэродинамический расчет самолетов“ (Москва, 1922). Правда, в этом упрощенном способе не учитывается угол траэктории с горизонтом, но в нашем самолете угол взлета сравнительно мал и поэтому не может иметь заметного влияния на расчет. При подсчете лобовых сопротивлений пришлось ввести влияние обдувки винтом фюзеляжа и

прилегающих к нему частей, так как эта обдувка оказывает очень заметное влияние, в особенности при малых запасах мощности. Добавочную скорость обдувания мы принимали равной 0,1 скорости полета самолета, как то получилось при расчете винта, эту добавочную скорость мы принимали при различных случаях расчета постоянной. Если определять эту скорость по теории идеального пропеллера, именно принимая отношение скоростей за пропеллером и перед ним равным

$\frac{V}{W} = \sqrt{I + B}$ (по теории идеального пропеллера выходит $I + 2B$, но ввиду ограниченности струи для крупных деталей следует брать $I + B$), то получается близкая к принятой нами величина. Таким образом получается, что обдувка винтом увеличивает соответствующие коэффициенты в 1.33 раза.

Подсчет лобовых сопротивлений.

В нижеследующей таблице XXXVI дан подсчет лобовых сопротивлений, не вошедших в испытание модели. При учете обдувки коэффициент сопротивления фюзеляжа (отнесенный к площади крыльев) принят равным 0.0011. Все коэффициенты при расчете взяты Эйфелевские. Сопротивление шасси вычислено по сопротивлению отдельных деталей и, кроме того, сопротивление амортизации и узлов принято равным сопротивлению колес.

Таким образом,

для необдуваемых частей

$$K_x = \frac{0.0234}{S} = 0.000625;$$

для обдуваемых частей

$$K_x = \frac{0.00881}{S} + 0.0011 = 0.001338.$$

Полное сопротивление выразится:

$$K = K_x\,(\text{крыльев}) + 0.000625 + 0.00136.1,33 =$$
$$K_x\,(\text{крыльев}) + 0.002405.$$

Определим теперь коэффициент $A = \frac{K_y^{3/2}}{K}$. Так как на фиг. 66 поляра дана для абсолютных коэффициентов C, то в следующей таблице XXXVII рядом с C_x даны также значения K_x.

Таблица XXXVI.

Название.	Ширина.	Высота или длина.	Мидель.	Количество	Полный мидель.	K_x	R_x
Колеса	0.125	0.750	0.091	2	0.182	0.015	0.00274
Ось	0.07	1.375	0.096	1	0.096	0.012	.00115
Стойки шасси обтекаем. часть	0.04	3.2	—	4	0.128	0.01	.0013
Стойки шасси необтек. часть	0.03	0.35	0.0105	2	0.021	0.06	.00126
Амортизация и узлы	как колеса				—	—	.00274
Растяжки шасси	0.008	6.5	—	—	0.052	0.012	.00063
Подкосы крыльев	0.05	15.6	—	—	0.78	0.015	.0117
Контрподкосы	0.030	4.0	—	—	0.12	0.012	.00144
Подкосы стабилизатора	0.02	0.8	0.016	4	0.064	0.012	.00077*
Выхлоп	0.1	0.7	—	1	0.07	0.012	.00084*
Радиаторы Ламблена	—	—	—	—	—	—	.006*
Крепление радиаторов	—	—	—	—	—	—	.0006*
Радиаторн. трубы	0.03	0.25	0.0075	4	0.03	0.02	.0006*
						$\Sigma R_x =$	0.03195

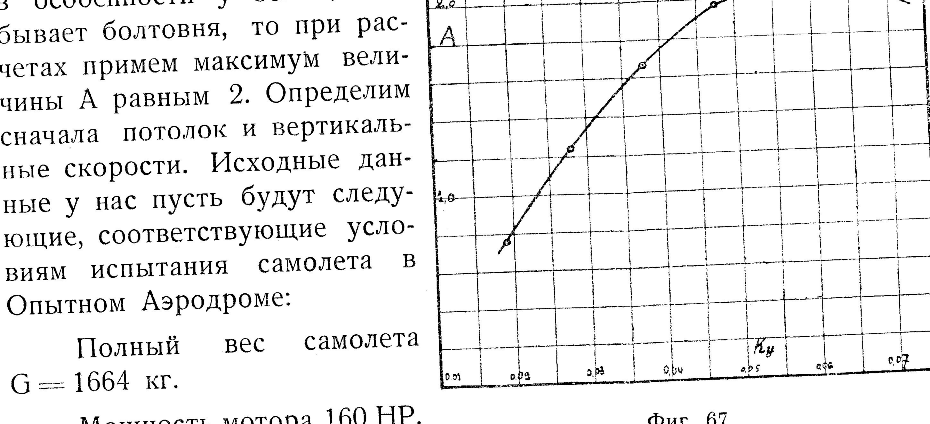
или, округляя, $\Sigma R_x = 0.032$.

Помеченные в таблице звездочками части входят в обдувку винтом.

Таблица XXXVII.

α	K_y	$K_y^{3/2}$	C_x	K_x	K	A
0°	0.0185	.00257	.008	.001	.00341	0.754
2°	.281	.0047	.011	.00137	.00378	1.24
4°	.0375	.00725	.015	.00187	.00428	1.69
6°	.047	.0102	.022	.00275	.00516	1.97
8°	.055	.0121	.031	.00386	.00627	2.05
10°	.0635	.0160	.041	.0053	.00771	2.13
12°	.0706	.0187	.056	.007	.00941	1.99

На фиг. 67 дана кривая значений величины A; максимум ее равен 2.13. Эта величина $A_{макс.}$ фигурирует в определении потолка и вертикальных скоростей, но так как обыкновенно летчик ведет самолет не на предельных углах, а на углах несколько меньших, в особенности у земли, где бывает болтовня, то при расчетах примем максимум величины A равным 2. Определим сначала потолок и вертикальные скорости. Исходные данные у нас пусть будут следующие, соответствующие условиям испытания самолета в Опытном Аэродроме:



Фиг. 67.

Полный вес самолета G = 1664 кг.

Мощность мотора 160 HP.

Нагрузка на лошадиную силу $\frac{G}{HP} = g_m = 10.4$ кг.

Нагрузка на единицу площади: $\frac{G}{S} = p = 45$ кг/м².

Коэффициент полезного действия винта $\eta = 0.68$.

Потолок определяется по следующей формуле:

$$H = 12000 \lg\left(\frac{75 \cdot \eta \; A_{макс.}}{g_m \cdot \sqrt{p}}\right).$$

В нашей книжке „Аэродинамический расчет аэропланов“ коэффициент при логарифме взят 14600, но по нашим исследованиям при принятии падения мощности не пропорционально плотности, а также принимая стандартную атмосферу, этот коэффициент получается равным 12000.

Подставляя входящие в эту формулу величины, получим: H=1970 м.

Минимальная мощность, потребная для полета самолета над землей, выражается:

$$HP_{мин.} = \frac{G\sqrt{p}}{75 \cdot A_{макс.}} = 74{,}6.$$

Вертикальная скорость у земли:

$$u_0 = \frac{(HP \cdot \eta - HP_{мин.})\, 75}{G} = 1{,}55 \text{ м/сек.}$$

Время подъема на высоту h выражается:

$$t_h = 0.0384 \frac{H}{u_o} \lg \frac{H}{H-h};$$

таким образом, получаем подъем

на 500 м $t_{500} = 16.2$ мин.
„ 1000 „ $t_{1000} = 15.1$ „
„ 1750 „ $t_{1750} = 46.5$ „

На фиг. 64 и нанесена рядом с испытательной барограммой также и эта барограмма. С соответствующими поправками испытательная барограмма вполне сходится с расчетной, как уже нами выше указывалось.

Определим теперь наибольшую скорость у земли. К. п. д. винта мы принимаем теперь равным 0.75, тогда

$A = \frac{g_m \sqrt{p}}{75 . \eta} = 1.24$, что соответствует согласно диаграмме фиг. 67 $K_y = 0.0281$, откуда скорость:

$$W = \sqrt{\frac{p}{K_y}} = 40 \text{ м/сек. или } 144 \text{ км/ч.},$$

что также довольно хорошо сходится с полученной на испытании скоростью. Небольшое расхождение можно объяснить тем, что мы принимали обдувку винтом постоянной в то время, как она меняется с режимом полета.

Сравнение с проектными данными.

Сравним теперь результаты, полученные испытанием самолета и проверочным расчетом с теми проектными данными, которые были предположены вначале. В следующей таблице XXXVIII приведено это сравнение.

Таблица XXXVIII.

	Проектн. данные.	Полученные данные.
Мощность мотора „Сальмсон" . .	155 PH	160 PH
Площадь крыльев.	37 м²	37 м²
Полный вес самолета	1580 кг	1664 кг
Наибольшая скорость	155 км/ч.	147 км/ч.
Потолок	4400 м	1950 м
Подъем на 1000 м	8.3 мин.	16 мин.

Из таблицы XXXVIII мы видим, что значительно увеличился общий вес самолета против проектного; скорость полета немного отошла, но зато большое расхождение получилось в подъеме на высоту и в потолке. Все это можно объяснить следующим образом.

1) Мидель фюзеляжа немного увеличен против проектного, именно ширина фюзеляжа вначале была принята 1100 мм, а потом увеличена до 1200 мм, кроме того, вначале принималась высота его 1600 мм, в то время, как она была сделана 1630 мм.

2) Увеличен общий вес самолета на 84 кг. Как раньше уже указывалось, это произошло как от общего перетяжеления конструкции, так и от ошибочно принятого первоначального веса мотора.

3) При предварительном аэродинамическом расчете не было принято во внимание влияние обдувки винтом, в то время, как влияние это довольно значительное. Так, например, если подсчитать подъем А. К. I. на 1000 м, не принимая во внимание обдувки, то получается 9.6 мин., что уже близко подходит к проектной величине.

В момент начала проектирования А. К. I. (1922 год) у нас в России почти совершенно не было опытного материала по аэродинамическим расчетам самолетов. Лишь по имеющемуся скудному материалу можно было заметить, что скорость самолета довольно хорошо сходилась с расчетом, тогда как в расчете потолка, и особенно барограммы, почти всегда получались расхождения, причины которых было довольно трудно установить, так как не имелось почти совершенно испытаний вредных частей самолетов. В самолете же А. К. I. с большой нагрузкой на лошадиную силу (10.4 кг), а следовательно, и малым запасом мощности, увеличение лобового сопротивления особенно сильно влияет на ухудшение барограммы.

То же самое относится к потолку.

Таким образом, как вывод из испытаний и расчетов, произведенных с самолетом А. К. I., можно сказать, что при аэродинамическом расчете необходимо вводить влияние обдувки винтом, при чем для самолетов с малым запасом мощности аэродинамический расчет можно делать по вышеприведенным формулам.

Заключение.

Как уже было выше указано, расхождение проектных данных и данных испытания находит себе вполне ясное объяснение, именно—не принятие во внимание влияния обдувки фюзеляжа винтом, а также некоторое увеличение лобового сопротивления от расширения фюзеляжа и перетяжеление конструкции самолета.

Вес конструкции при проектировании был принят согласно статистическим данным, найденным из сравнения ряда машин такого же типа, как А. К. I.; но является вопрос, можно ли самолет А. К. I. построить такого же веса, какой нами был принят вначале, или здесь была допущена ошибка в выборе статистических данных. Нам думается, что выполнить это возможно, и перетяжеление конструкции вышло исключительно из-за малой опытности нашей в постройке новых самолетов. Действительно спроектировать машину под определенное задание, это—одно, а построить ее это уже дело другое и притом гораздо более трудное.

В технике, так же как и в других областях знания, громадное значение играет опыт, ибо вычислениями не все можно предвидеть, да не все и рассчитать-то можно, ибо некоторые вещи не поддаются расчету.

В наших русских условиях самолеты пассажирского типа вполне можно грузить до 10 кг на лош. силу, как то показали испытания с самолетом А. К. I. Применение толстого профиля с жестким закреплением также вполне желательно, ибо самолет совершенно не требует перерегулировки, а поэтому и уход за ним более прост.

Летом 1924 года самолет А. К. I. эксплоатировался „Добролетом“ на линии Москва—Нижний, и результаты получились вполне удовлетворительные. Средняя скорость самолета, выведенная из нескольких рейсов, произведенных при различных атмосферных условиях, получилась 135 км/ч. Кроме того, из этих полетов выяснилось, что в настоящее время при малой загруженности наших воздушных линий достаточно иметь двухместный самолет, но желательно иметь еще одно запасное место, т.-е. возможность перегружать самолет на вес одного человека, для перевозки грузов (газет, почты, посылок и т. д.). Такая машина вполне хорошо может в настоящее время обслуживать наши линии.

Если самолет А. К. I. облегчить на 50—60 кг, то он как раз подойдет к такому типу самолета и, нам кажется, будет вполне пригоден для эксплоатации на наших воздушных линиях.

Дальнейшие его усовершенствования должны состоять в удешевлении его производства, для чего некоторые детали можно упростить.

В эксплоатации всякого самолета главный расход представляет первоначальная стоимость самолета, которая пока еще довольно высока. Как только будет удешевлено производство самолетов, так и стоимость воздушных сообщений значительно понизится.

Ниже мы приводим приблизительный расчет стоимости эксплоатации самолета А. К. I., из которого ясно видно, что первоначальная стоимость играет значительную роль.

Средняя служба самолета исчисляется в 500 часов или 60.000 км. При полетах по 4 часа в день в среднем три раза в неделю служба самолета выразится в 52 недели или, принимая малую использованность в зимнее время, можно считать, что средний срок службы самолета — два года (при полной загрузке самолета). Расход по эксплоатации самолета распределяется таким образом.

Стоимость самолета А. К. I	20.000	руб.
6% годовых на погашение первоначальной стоимости самолета в течение двух лет	2.400	„
Ремонт самолета 2 раза по 10% от стоимости всего самолета	4.000	„
Ремонт мотора 2 раза по 500 . .	1.000	„
Бензин. Расход 3 пуда в час, за 500 часов 1.500 пуд., считая по 5 руб. 20 коп. за пуд	7.800	„
Бензин на пробу мотора и т. п. 10%	780	„
Масло. Расход в час 10 фунт. Всего 125 пуд. по 4 руб.	500	„
Тряпки, керосин и т. п. 10% от стоимости горюч.	980	„
Оплата обслуживающего персонала — летчика и механика.		
Летчик в год 1800 руб. за два года .	3.600	„
Механик „ „ 1500 „ „ „ „ . .	3.000	„
	44.060	руб.
Стоимость одного километра полета	73	коп.
или стоимость одного пассажира-километра	$36\frac{1}{2}$	„

Приведенное исчисление, конечно, только приблизительное, но все же и по нему можно судить, что стоимость самолета играет довольно большую роль. Поэтому-то и надо стремиться к удешевлению самолета.

Приложение I.

Работа самолета ЦАГИ тип А.К.I. летом 1924 г.

Первое испытание самолета было произведено 8-го февраля 1924 г. на Московском Аэродроме, когда летчик Томашевский сделал на нем один круг на высоте 300 - 400 м в течение 7 мин. В июле месяце самолет поступил в „Добролет“, а с августа месяца стал работать на линии Москва — Н.-Новгород. Ниже приведена статистика полетов за время с 8-го февраля по 15 сентября 1924 г.

Всего произведено . . . . 75 посадок

Общая продолжительность полетов . . . . 82 ч. 48 мин.

Средняя эксплоатационная скорость . . . . 135 км/ч.

За все время пройдено . . . . . 11.000 км

Пассажирских рейсов произведено (Москва — Нижний) 11

Специальных рейсов (Москва — Богородск и обратно и Москва — Ундол и обратно) 2

Количество посадок и налетанных часов по месяцам распределяется следующим образом:

Месяц	Колич. посадок общее.	Колич. рейсовых посадок.	Число часов в полете. ч.	мин.
Февраль.	3	—	—	27
Март.	5	—	2	25
Апрель.	4	—	1	02
Май	9	—	2	50
Июнь	2	—	—	20
Июль	19	9	15	26
Август.	23	16	40	33
Сентябрь.	10	6	19	43

Месяц и число.	№ рейса.	Перегон.	Колич. вынужденных посадок.	Причина посадок.
10/VII	1	Москва—Нижний.	2	Одна из-за мотора и другая из-за бензиновой помпы.
16/VII	2	Нижний—Казань	—	
21/VII	3	Казань—Нижний	2	Из-за помпы и сильного ветра.
22/VII	4	Нижний—Москва	1	Из-за бури.
3/VIII	5	Москва—Богородск и обратно .	—	
9/VIII	6	Москва—Нижний.	—	
10/VIII	7	Нижний—Москва.	1	Из-за помпы.
14/VIII	8	Москва—Нижний	1	Из-за бури.
15/VIII	9	Нижний—Москва.	—	
19/VIII	10	Москва—Нижний.	—	
19/VIII	11	Нижний—Москва.	—	
20/VIII	12	Москва—Нижний.	1	Посадка служебная. Самолет брал пассажиров и груз с разбитого Юнкерса.
21/VIII	13	Нижний—Москва.	—	
24/VIII	14	Москва—Нижний.	—	
28/VIII	15	Нижний—Москва.	—	
30/VIII	16	Москва—Нижний.	—	
31/VIII	17	Нижний—Москва.	—	
4/IX	18	Москва—Ундол.	—	
4/IX	19	Ундол—Москва.	—	
5/IX	20	Москва—Нижний.	2	Посадки были сделаны из-за тумана для ориентировки.
6/IX	21	Нижний—Москва.	—	
9/IX	22	Москва—Нижний	—	
10/IX	23	Нижний—Москва.	1	Вынужденная посадка из-за поломки шарикоподшипника распредел. вала.

Количество перевезенных пассажиров (пассажиро-этапов) как платных, так и бесплатных распределяется следующим образом:

Февраль	2
Март	11
Апрель	6
Май	30
Июнь	3
Июль	55 (20 ч. перевезено на празднике ОДВФ в Нижнем 15/VII)
Август	47 + груз
Сентябрь	18 + груз
Итого	172 пассажира

Газет и посылок перевезено за время рейсовых полетов . . . . . 670 кг

Мотор проработал . . . . . . 90 часов.

На линии Москва — Нижний перевезено 16 платных пассажиров. Из поломок во время рейсов была одна лопнувшая шина и в этот раз попорчен костыль. В последний рейс (10 сентября) у мотора сломался шариковый подшипник распределительного вала, из-за которого и была вынужденная посадка.

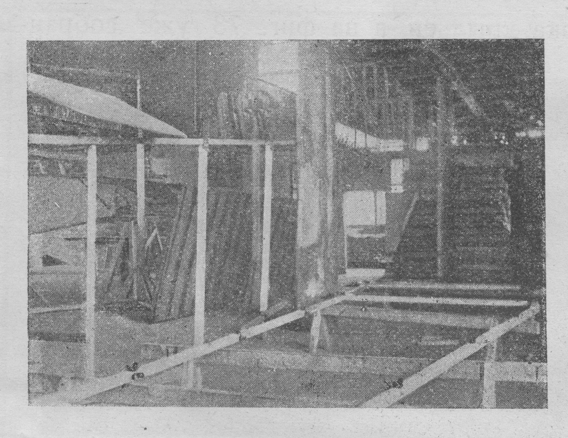
Количество посадок во время рейсов показано в вышеприведенной таблице (см. таблицу на стр. 117).

Приложение II.

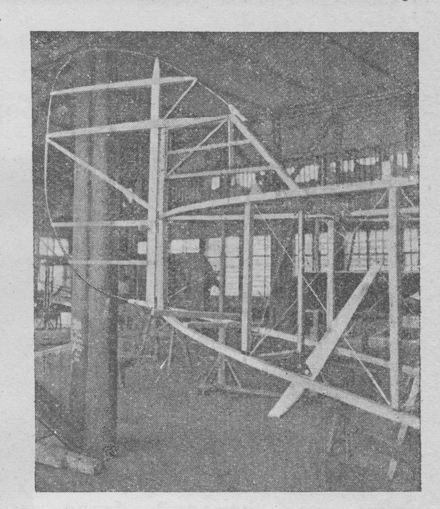
Постройка и проектирование самолета.

Как уже было выше указано, постройка самолета А. К. I. производилась на Госавиазаводе № 5 „Самолет“; началась она в апреле 1923 г., а окончилась в сентябре того же года.

На фиг. 68 показана первоначальная сборка фюзеляжа. Вследствие того, что постройка самолета производилась в одном экземпляре, не имело смысла делать шаблоны для сборки фюзеляжа, поэтому собирались прямо отдельные рамы, которые и соединялись потом стойками.



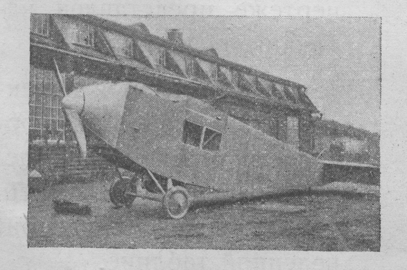
Фиг. 68.



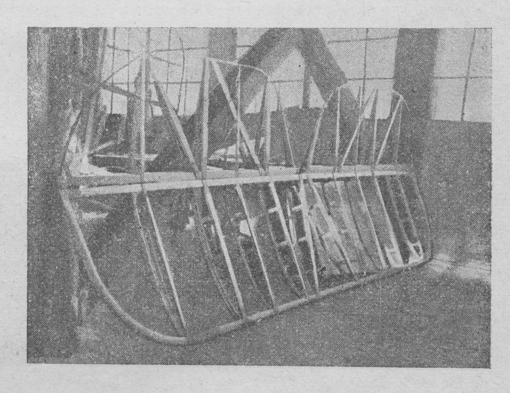
Фиг. 69.

На фиг. 69 показана собранная хвостовая часть фюзеляжа вместе с килем, рулем направления и костылем.

На фиг. 70 представлен общий вид собранного фюзеляжа, при чем, как видно из



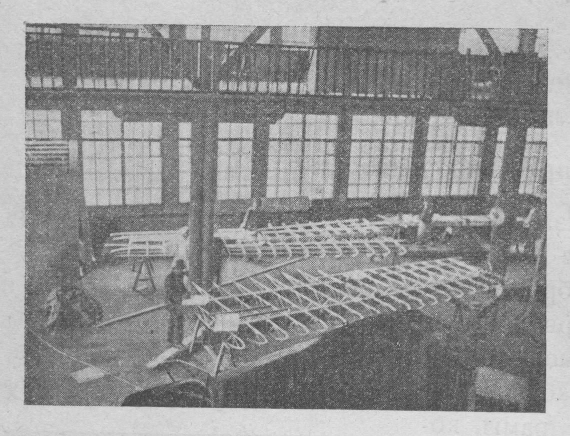
Фиг. 70.



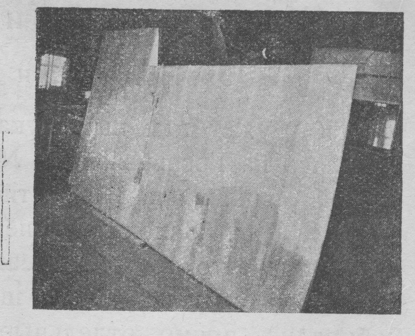
Фиг. 71.

фотографии, радиаторы поставлены под фюзеляжем; в дальнейшем, как то было указано выше, радиаторы были поставлены по бокам фюзеляжа.

На фиг. 71 дан общий вид собранного каркаса стабилизатора.



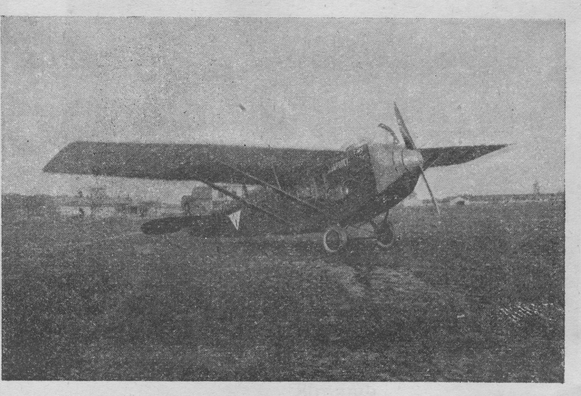
Фиг. 72.



Фиг. 73.

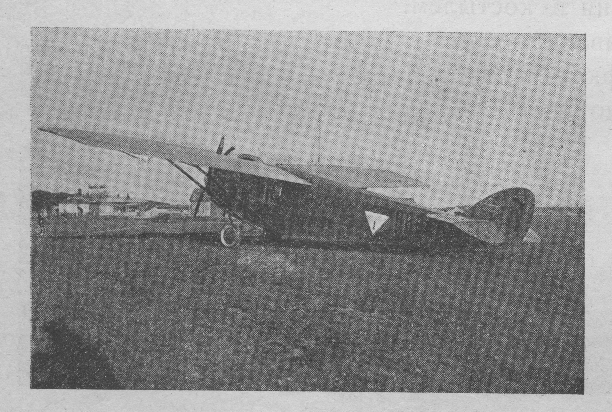
На фиг. 72 показана сборка крыльев, а на фиг. 73 уже собранное крыло (без элерона).

На фиг. 74 и 75 дан общий вид самолета, а на фиг. 76 — пассажирская кабина его.



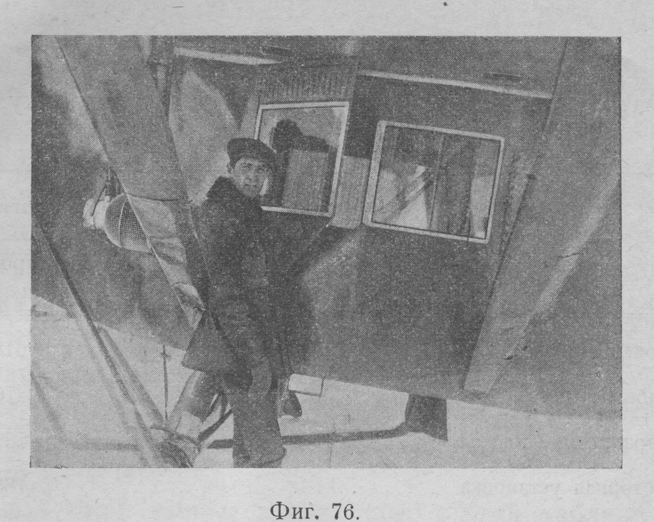
Фиг. 74.

Проектирование деталей самолета шло в периоде постройки его. Было изготовлено около 80 листов рабочих чертежей, при чем деталей было свыше 400. На чертеже № 143 дан типичный рабочий чертеж, который дает как общий вид, так и развертки составляющих деталей. На этом чертеже представлен кабанчик руля глубины.



Фиг. 75.

Во все время проектирования хронометрировалось время изготовления рабочих чертежей, которое дано в нижеприведенной таблице.



Фиг. 76.

Таблица
времени, затраченного на изготовление рабочих чертежей деталей самолета А. К. I.

Наименование части.	Время в часах.	Примечания.
Крыло	324	
Фюзеляж	729	Общих видов было сделано два — в $1/_{10}$ и $1/_5$ н. в.
Шасси	135	
Моторная рама	102	
Кабина	129	Были сделаны все рабочие чертежи деталей кабины, как-то: рамы окон, двери, стойки, кресло и т. п.
Киль	45	
Стабилизатор	59	
Руль глубины	78	
Руль направлений	117	Общий вид был вычерчен в $1/_2$ н. в.
Управление	298	
Баки и бензинопровод	220	Сюда вошло частично и проектирование схемы.
Разное (подсчеты весов, мелкие расчеты и т. п.)	1112	Сюда вошло также проектирование приспособлений для различных испытаний.
Мелкие детали	360	
Руководство постройкой (вычерчивание некоторых шаблонов, разбивка размеров по натуре и т. п.)	360	
Итого	4068	

Таблица

времени, затраченного на проектирование и постройку гидролодки „Aeromarine".

№№ по порядку.	Наименование части.	Время в часах.			
		проектирования.		постройки.	
1	Лодка		618		2642
2	Кабина		70		161
3	Управление		181		329
4	Моторная установка		183		546
5	Баки		33		64
6	Крылья:				
	Нижняя плоскость	160		559	
	Верхняя плоскость и элероны	373		963	
	Стойки	60		92	
	Растяжки	19		164	
	Поплавки на концах крыльев	42		262	
	Итого	654		2045	
7	Стабилизатор		55		174
8	Руль глубины		28		75
9	Киль		42		46
10	Руль направления		47		63
11	Крепления оперения		73		77
12	Предварительные исследования:				
	Крылья (установление схемы)	28		—	
	Расчет прочности крыла	204		—	
	Испытание модели в аэродр. трубе	59		—	
	Итого	291			
13	Разное (колеса, окраска, испытание)		—		145
	Итого		2375		6360

Необходимо прибавить, что в приведенные часы не вошло калькирование и составление альбома рабочих чертежей; кроме того, сюда не вошли первоначальные работы по расчету крыла фюзеляжа, органов управления и аэродинамического расчета всего самолета. Творческая работа конструктора как по изысканию рациональных размеров и форм самолета, так и по конструированию отдельных деталей в это исчисление также не входит. Чертежнику-конструктору давался готовый

эскиз детали от руки, по которому им уже и делался чертеж. Таким образом, в приведенное исчисление часов проектирования вошло лишь вычерчивание общих видов деталей, а также и изготовление рабочих чертежей на бумаге карандашем.

Необходимо принять во внимание, что некоторые из чертежников, работавшие над изготовлением рабочих чертежей, не были вполне опытными и поэтому на приведенное время следует смотреть лишь как на известное приближение.

Для сравнения времени, затраченного на проектирования самолета, мы приводим данные из американского журнала „Aviation“ от 8 декабря 1924 г., которые касались проектирования и постройки трехместной металлической летающей лодки фирмы „Aeromarine“ с мотором Анзани в 70 HP.

Сравнивая наши данные и указанные в этой таблице, мы видим в них довольно большое совпадение, именно

Наименование части.	Время проектир. А. К. I.	Время проектир. „Aeromarine“	Примечания
Крыло	324	373	Мы берем верхнее крыло, на котором находятся элероны.
Фюзеляж	Не сра	внимо,	так как у А. К. I. простой фюзеляж, а у „Aeromarine“ лодка.
Шасси	—	—	
Моторная рама	102	183	У гидролодки более сложная установка.
Кабина	129	70	У гидролодки более простая конструкция кабины.
Киль	45	42	
Стабилизатор	59	55	
Руль глубины	78	28	
Руль направлений	117	47	У А. К. I. потребовалось много времени на вычерчивание общего вида в большом масштабе.
Управление	298	181	
Баки	220	33	Расхождение объясняется тем, что у А. К. I. приходилось заново проектировать схему, тогда как у „Aeromarine“, как уже опытной фирмы, имелись схемы готовыми.

Как видим, в основных деталях сходство довольно хорошее, но в то же время при проектировании А. К. I. довольно много времени

ушло на проектирование мелких деталей и мелких подсчетов, которые у „Aeromarine“ совершенно почти отсутствуют, так как фирма имеет стандартные выработанные мелкие детали.

Ввиду малого количества материала, опубликованного по данному вопросу, трудно судить, насколько приведенные цифры можно считать типичными; кроме того, является еще вопрос, насколько будет увеличиваться число часов, потраченное на проектирование самолета в зависимости от величины самолета, или, что можно принять приближенно пропорциональным от веса конструкции самолета. Повидимому это время не будет пропорционально весу конструкции, а существует более сложная зависимость. Из приведенного единичного случая судить об этом, конечно, нельзя. Но все же мы считали небходимым привести полученные у нас результаты, которые в настоящее время можно считать, хотя бы грубо, ориентировочными.

Приложение III.

Перелет Москва — Пекин.

После окончания зимнего ремонта весной 1925 года А. К. . был включен в состав экспедиции из самолетов, отправляющихся в перелет Москва — Пекин.

Во время зимнего ремонта были введены некоторые мелкие улучшения в самолете, именно был заново переделан капот мотора, который раньше был сделан из алюминия, и поэтому во время эксплоатации доставлял некоторые неприятности из-за того, что створки его часто лопались и их все время приходилось заклепывать. Новый капот был сделан из дуралюминия и усилен профилями, кроме того петли были сделаны из листовой меди.

Обтекатели на подкосах крыльев были сделаны новыми, также из дуралюминия, так как прежняя алюминиевая обтяжка их вминалась и поэтому подкосы давали большое сопротивление воздуху.

Для возможности пролетать без спуска большие расстояния был поставлен еще третий бензиновый бак, помещенный под сидением летчика, емкостью около 100 литров. Таким образом общая емкость баков получилась в 376 литров, что могло хватить на 6 часов непрерывного полета.

Ввиду того, что перелет Москва — Пекин проходил по пустыне Гоби, где температура воздуха довольно высокая, пришлось установить добавочный радиатор для охлаждения мотора, так так имеющихся двух радиаторов Ламблена могло и не хватить.

На основании опыта полетов самолета летом 924 года регулировка крыльев была немного изменена.

Все эти небольшие изменения дали возможность улучшить полетные качества самолета и во время контрольных испытаний перед началом перелета А. К. I. удалось подняться с полной нагрузкой на 2000 м, при чем была возможность подняться и выше, но плохая погода заставила снизиться.

Перелет был начат 10 июня. На А. К. I. пилотом летел А. И. Томашевский, а механиком Н. А. Камышев. 16 июня экспедиция прибыла в Ново-Николаевск, до которого полет носил более или менее нормальный характер; от Ново-Николаевска пришлось лететь над сплошной тайгой до самого Иркутска, куда экспедиция прибыла 24 июня. После Иркутска характер местности опять изменяется —

идут довольно высокие горные хребты, а далее от границы Монголии — пустыня Гоби. 3 июля Томашевский на А. К. I. прилетел в Ургу (Улан-Батор), а 8 июля вылетел по направлению к Уде. Во время этого последнего перелета самолет был застигнут самумом, принужден был снизиться, при чем при посадке сильным ветром его перевернуло и он временно должен был выйти из состава экспедиции. Однако Томашевскому и Камышеву удалось исправить самолет, у которого повреждения оказались не такими уже серьезными и 16 июля они вылетили на Уде, а 17 июля достигли Пекина, прилетев всего на три дня позднее остальной части экспедиции.

В перелете Москва — Пекин самолет А. К. I. покрыл расстояние около 7000 километров.

Приложение IV.

Некоторые данные самолета А. К. I.

Размах крыльев	14,94	м
Полная длина	10,975	„
Наибольшая высота	3,08	„
Площадь крыльев	37	$м^2$
Площадь элеронов	3,38	„
Площадь стабилизатора	3,57	„
„ руля высоты	2,3	„
„ „ направления	1,2	„
„ киля	0,27	„
Общий вес нагруженного самолета (нормальный)	1650	кг
Вес пустого с водой	1150	„
Полная нагрузка	500	„ (550)
Нагрузка на 1 $м^2$ крыла	44,5	$кг/м^2$
Нагрузка на 1 HP	10,3	кг
Запас горючего	5—6	часов
Наибольшая скорость	147	км/ч.
Число пассажирских мест	2—3.	

ОГЛАВЛЕНИЕ.